



UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA
AERONÁUTICA Y DEL ESPACIO
GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

TRABAJO FIN DE GRADO

ANÁLISIS DE SISTEMAS ELÉCTRICOS EN MICROSATÉLITES.
DESARROLLO DE MÓDULOS PARA UNA *CONCURRENT*
***DESIGN FACILITY* (CDF) PARA DESARROLLO Y ANÁLISIS DE**
MISIONES ESPACIALES

AUTOR: Mario ARGÜELLES PASTUR

ESPECIALIDAD: Ciencias y Tecnologías Aeroespaciales (CTA)

TUTOR PROFESIONAL: José MESEGUER RUIZ

TUTOR ACADÉMICO: Santiago PINDADO CARRIÓN

Junio de 2015

A mi hermano. Mi otro yo.

Por estar siempre ahí.

*Porque la vida sin ti
sería demasiado aburrida.*

Agradecimientos

A mi padre por su apoyo, ayuda y entrega incondicional. Mi referente desde que me levanto hasta que me acuesto. Y es que si alguna vez puedo parecerme a alguien en mi vida espero poder parecerme a ti. Muchas gracias.

A mi madre por ser la mejor madre del mundo, por tu paciencia, por tus consejos y por aguantar siempre mis malos ratos. Gracias por esas conversaciones por teléfono apoyándome como nadie después de suspender un examen de Física I. Gracias porque, si soy lo que soy, es gracias a ti.

A toda mi familia. En especial a mis tíos y mi abuela. Sabéis que si no fuera por vuestro apoyo no habría aguantado ni siquiera el primer año. Mil gracias. Sois los mejores.

Al artífice de este proyecto, el profesor Santiago Pindado Carrión. Gracias por darme esta oportunidad y gracias por ser el mejor tutor que uno pueda tener. Por estar siempre ahí, por perdonarme algún que otro desliz, por coger el teléfono incluso los domingos y por invitarme siempre a café. Profesores como tú hay pocos. Muchas gracias.

A Marcos. La persona sin la cual no habría sabido ni siquiera instalar “Visual Studio”. Muchas gracias por aguantar mis dudas de novato programador, contestar mis correos a cualquier hora y dedicar gran parte de tu tiempo a enseñarme a mí.

Por último, me gustaría agradecer enormemente la ayuda prestada por el profesor Barry Zandbergen de la Universidad Técnica de Delft. Muchas gracias por tus inestimables consejos y tus geniales artículos.

*Mario Argüelles Pastur
Julio 2015*

Contenido

1. Introducción.....	1
2. Sistema de Potencia de un Satélite. Baterías	3
2.1. Fundamentos de las baterías. Utilización en el ámbito espacial	3
2.1.1. Baterías de Níquel-Cadmio	5
2.1.2. Baterías de Níquel-Hidrógeno.....	5
2.1.3. Baterías de Plata-Zinc	6
2.1.4. Baterías de Níquel-Metal-Hidruro	6
2.2. La tecnología Litio-Ión (Li-Ion)	6
2.2.1. Funcionamiento.....	6
2.2.2. Características diferenciales y precauciones	7
2.3. Caracterización de baterías Li-Ion. Curvas de carga y descarga	8
2.3.1. Instalaciones y equipos	9
2.3.2. Preparación del ensayo.....	13
2.3.3. Ensayos y resultados	14
2.4. La batería del satélite UPMSat-2	17
2.5. Referencias.....	20
3. <i>Concurrent Design Facility</i> (CDF). Historia y Necesidad	21
3.1. Diseño preliminar de misiones espaciales. Los inicios.....	21
3.2. Una nueva forma de trabajar. La ingeniería concurrente.....	22
3.3. <i>Concurrent Design Facility</i> . ¿En qué consiste?.....	23
3.4. <i>Concurrent Design Facility</i> . La instalación de la ESA.....	24
3.5. Una instalación para el Instituto de Microgravedad “Ignacio Da Riva” (IDR/UPM)	27
3.6. Referencias.....	28
4. Sistemas de Propulsión Espacial	29
4.1. Propulsión espacial. Conceptos generales	29

4.2. Análisis de utilización.....	33
4.3. Motor cohete ideal	37
4.4. Tipos de motores cohete	44
4.4.1. Propulsión por gas frío	45
4.4.2. Sistemas de propulsión termoquímicos.....	50
4.4.2.1. Motores cohete de propulsante sólido	50
4.4.2.2. Motores cohete de propulsante líquido	53
4.4.3. Propulsión eléctrica.....	61
4.5. Propulsión espacial en una CDF	66
4.6. Módulo de diseño de motores del software <i>IDR Prop&Launch</i>	69
4.6.1. Diseño basado en el estado del arte.....	70
4.6.2. Diseño detallado.....	80
4.7. Casos comparativos de estudio	87
4.8. Ejemplo de aplicación.....	91
4.9. Referencias.....	93
5. Vehículos Lanzadores.....	95
5.1. ¿Qué es un vehículo lanzador?	95
5.2. Secuencia de lanzamiento y capacidad para realizar la misión	97
5.3. Base de lanzamiento (<i>Launch Site</i>).....	99
5.4. Módulo de lanzamiento en una CDF. Selección del vehículo lanzador	103
5.5. Módulo de lanzamiento del software <i>IDR Prop&Launch</i>	107
5.6. Referencias.....	109

Anexos

Anexo 1. Introducción a los efectos reales en toberas.

Anexo 2. Modelos de resolución de procesos de combustión.

Anexo 3. *Hydrazine monopropellant thrusters*.

Anexo 4. Ajuste de curvas de datos termodinámicos.

Anexo 5. Manual de usuario del programa *IDR Prop&Launch*.

Lista de Figuras

Figura 1 - Esquema de una celda electroquímica	3
Figura 2 - Mecanismo de funcionamiento de las baterías de Litio-Ión	6
Figura 2 - Mecanismo de funcionamiento de las baterías de Litio-Ión	6
Figura 3 - Densidad energética de varios tipos de baterías	7
Figura 4 - Montaje utilizado para el ensayo de baterías en el LEA IDR/UPM.....	9
Figura 5 - Fuente de alimentación 1	9
Figura 6 - Fuente de alimentación 2	10
Figura 7 - Carga electrónica variable	10
Figura 8 - Multímetro	11
Figura 9 - Shunt	11
Figura 10 - Fusible de 3 A	12
Figura 11 - Aparato de interconexión entre el PC y el circuito eléctrico	12
Figura 12 - Pasos 1 y 2 del proceso de equilibrado	19
Figura 13 - Ciclo de vida de una misión espacial.....	21
Figura 14 - Diseño preliminar secuencial.....	22
Figura 15 - Ingeniería concurrente aplicada al diseño de misión	24
Figura 16- Plano de la CDF de la ESA.....	25
Figura 17 - Elementos funcionales de un vehículo propulsado por motor cohete	30
Figura 18 - Volumen de control para aplicar la ecuación de cantidad de movimiento ...	30
Figura 19 - Diagrama de fuerzas sobre un motor cohete en vuelo atmosférico	35
Figura 20 - Volumen de control	39
Figura 21 - Resolución de la ecuación (4.38) para distintos valores de la relación de áreas	41
Figura 22 - Principales usos para los sistemas de propulsión espacial.....	45
Figura 23 - Sistema propulsivo por gas frío	45
Figura 24 - Esquema del depósito	46
Figura 25 - Distribución de esfuerzos en un depósito esférico.....	47
Figura 26 - Esquema de un cohete de propulsante sólido	50

Figura 27 - Distribución de esfuerzos en un depósito cilíndrico	52
Figura 28 - Solución de la ecuación (4.64) para distintos valores de L/R	53
Figura 29 - Esquema de un motor cohete monopropulsante de hidracina.....	54
Figura 30 - Esquema de motores cohete líquidos según su sistema de alimentación	57
Figura 31 - Esquema del sistema de presurización pasiva	58
Figura 32 - Evolución con el tiempo de la presión del depósito y gas en el tanque.....	59
Figura 33 - Impulso para distintas combinaciones de propulsantes	60
Figura 34 - Motor cohete electrostático.....	62
Figura 35 - Esquema del sistema de aceleración de iones.....	63
Figura 36 - Maniobras de cambio de órbita.....	66
Figura 37 - Fuerzas de perturbación sobre un satélite en órbita baja	67
Figura 38 - Ventana de inicio del programa <i>IDR Prop&Launch</i>	69
Figura 39 - Ventana principal del programa. Pestaña de propulsión	70
Figura 40 - Ventana de diseño basado en el estado del arte. <i>Cold Gas</i>	71
Figura 41 - Esquema iterativo para la ecuación del cohete en motor de gas frío.....	72
Figura 42 - Ventana de diseño basado en el estado del arte. <i>Liquid Monopropellant</i>	73
Figura 43 - Proceso simplificado de inyección	74
Figura 44 - Ventana de diseño basado en el estado del arte. <i>Liquid Bipropellant</i>	75
Figura 45 - Ventana de diseño basado en el estado del arte. <i>Solid Propellant</i>	77
Figura 46 - Ventana de diseño basado en el estado del arte. <i>Electric Propulsion</i>	78
Figura 47 - Ventana de diseño detallado. <i>Liquid Monopropellant</i>	81
Figura 48 - Ventana de diseño detallado. <i>Liquid Bipropellant</i>	82
Figura 49 - Ventana de diseño detallado. <i>Solid Propellant</i>	85
Figura 50 - Proceso de diseño del motor MR-104A/C 440N	92
Figura 51 - Familia de lanzadores Ariane 5	95
Figura 52 - Localización de las principales bases de lanzamiento	99
Figura 53 - Trayectoria ascensional genérica	100
Figura 54 - Geometría de las ventanas de lanzamiento para un caso genérico	101
Figura 55 - Carenado genérico para alojar un satélite durante el lanzamiento.....	106
Figura 56 - Ventana principal del programa. Pestaña de lanzamiento	107

Lista de Tablas y Gráficos

Tabla 1 - Especificaciones de las baterías <i>Samsung ICR 18650-26F</i>	13
Tabla 2 - Requerimientos típicos para los sistemas propulsivos	33
Tabla 3 - Propiedades de diseño para distintos materiales	48
Tabla 4 - <i>Thrusters</i> de gas frío existentes y sus características	49
Tabla 5 - Características de algunos propulsores sólidos	51
Tabla 6 - Relación q/m_a para diferentes elementos	65
Tabla 7 - Proceso de diseño de los elementos del subsistema de propulsión	68
Tabla 8 - Relaciones de mezcla para los distintos propulsores líquidos	83
Tabla 9 - Comparación de datos de motores de propulsor líquido	88
Tabla 10 - Comparación de datos de motores de propulsor sólido	90
Tabla 11 - Algunas de las características del satélite <i>IDR Ion-51</i>	91
Tabla 12 - Algunos sistemas de propulsión posibles	92
Tabla 13 - Escalones de un vehículo lanzador genérico	96
Tabla 14 - Secuencia de vuelo del vehículo lanzador Ariane 5	97
Tabla 15 - Proceso de selección del vehículo lanzador para una misión espacial	103
Tabla 16 - Algunos lanzadores disponibles para inyección en órbitas LEO	108
Gráfico 1 - Descarga de baterías a una intensidad constante de 1.3 A	14
Gráfico 2 - Carga de baterías a una intensidad constante de 1.3 A	15
Gráfico 3 - Descarga de baterías a una intensidad constante de 0.52 A	16
Gráfico 4 - Carga de baterías a una intensidad constante de 0.52 A	16
Gráfico 5 - Caída de tensión semanal de la batería del UPMSat-2	18
Gráfico 6 - Evolución de la dispersión durante el equilibrado	19

1. Introducción

El objetivo de este proyecto es recoger y explicar el conjunto de tareas realizadas durante el proceso de colaboración llevado a cabo en el Instituto de Microgravedad “Ignacio Da Riva” durante el curso académico 2014/2015, las cuales han conformado las prácticas externas cursadas en la titulación de Grado en Ingeniería Aeroespacial, y el Trabajo de Fin de Grado de la misma titulación. En este documento se pretende, además, poner de manifiesto la rigurosidad con la que se trabaja en el ámbito espacial y la importancia de los protocolos y procedimientos para asegurar un resultado adecuado en los trabajos realizados.

Una parte importante del proyecto detalla los procesos de monitorización y mantenimiento de la batería del satélite universitario UPMSat-2 cuyo lanzamiento está previsto para el año próximo y el cual será el segundo satélite del mundo en incorporar una batería de Ión-Litio.

En esta primera parte, se incluye una introducción a la tecnología Ión-Litio y una descripción de la batería a tratar, además del desarrollo en detalle de los procedimientos de monitorización, carga y descarga y procesos de equilibrado con una presentación de las diferentes herramientas e instalaciones utilizadas. Con todo esto, en este apartado se quiere mostrar el alto nivel de sofisticación que requiere el ámbito espacial así como los elevados protocolos de seguridad y limpieza utilizados.

Posteriormente se detalla el proceso de desarrollo y programación del módulo de propulsión y lanzamiento para una *Concurrent Design Facility* (CDF). Junto con la monitorización de la batería, ésta ha sido la otra tarea a la que se ha dedicado un mayor tiempo durante el periodo de colaboración con el instituto. Durante este apartado se pretende mostrar las grandes ventajas que presenta la Ingeniería Concurrente frente a los métodos de trabajo tradicionales sobre todo en las primeras fases de diseño preliminar de una misión espacial. Por otro lado, el hecho de que éste sea un proyecto de carácter académico muestra la posibilidad de usar estas Instalaciones de Ingeniería Concurrente en el ámbito educativo con el fin de formar ingenieros familiarizados con esta filosofía de trabajo concurrente.

Se dividirá esta parte en dos grandes apartados: propulsión espacial y lanzamiento. A modo de introducción, se recoge una breve explicación del concepto de la Ingeniería Concurrente; en qué consiste y la motivación que dio lugar a su aparición, además de una explicación detallada de la instalación de la *European Space Agency* (ESA). En cada uno de los apartados se incluye un desarrollo teórico de los conceptos básicos necesarios para comprender y poder analizar los datos y resultados arrojados por la herramienta y se describe cómo implementar un módulo de propulsión y lanzamiento en una Instalación de Ingeniería Concurrente así como la conexión entre los diversos subsistemas que la componen.

Además de esto, para que cualquier persona cualificada pueda trabajar con la herramienta, se incorpora un anexo con un detallado manual de usuario del programa.

Aun siendo un proyecto de carácter individual, éste guarda relación con otros dos proyectos en los cuales se detalla la programación del módulo de órbitas y control de actitud. Esto es fruto de que una CDF está constituida por una gran cantidad de estaciones en las que, al estar dotadas del *software* adecuado, ingenieros especializados en las distintas disciplinas que intervienen en el diseño de una misión espacial trabajan conjuntamente.

El proyecto incluye:

- Este informe, que recoge todo lo realizado así como el manual de usuario del programa.
- El módulo de propulsión y lanzamiento (*IDR Prop&Launch*) programado en Visual Basic 6.0.

Por último, se recomienda al lector acudir a la bibliografía citada en el presente informe para despejar cualquier duda sobre lo que aquí se explica y poder así ampliar sus conocimientos en la materia lo cual le ayudará mucho en el caso de tener que trabajar con la herramienta *IDR Prop&Launch*.

2. Sistema de Potencia de un Satélite. Baterías.

2.1. Fundamentos de las baterías. Utilización en el ámbito espacial.

Una batería eléctrica es la combinación de una o más celdas electroquímicas que convierten la energía química almacenada en su interior en energía eléctrica. En la **Figura 1** se muestra el esquema de funcionamiento en descarga de una celda electroquímica de una batería.

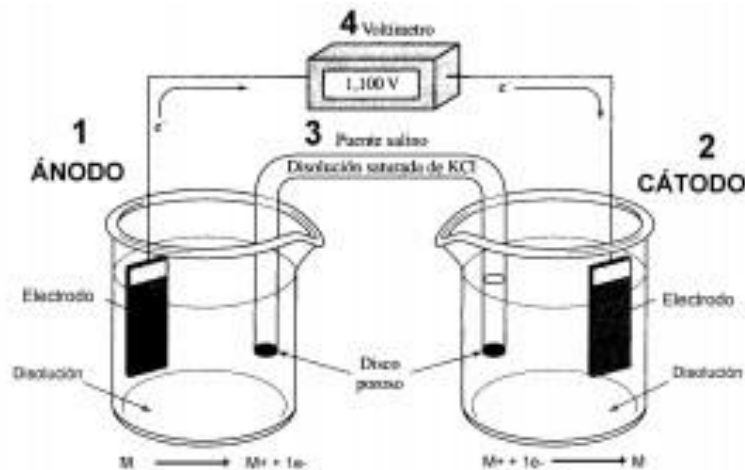


Figura 1 - Esquema de una celda electroquímica [8]

Cada una de las celdas que forman la batería consta de dos electrodos, sumergidos en sendas disoluciones apropiadas, unidos por un puente salino y conectados por un voltímetro que permite el paso de los electrones. Sus componentes característicos son los siguientes:

- **Ánodo:** Es el electrodo sobre el que se produce la reacción de oxidación. El agente reductor pierde electrones, y por tanto, se oxida. Por convenio se define como el polo negativo.
- **Cátodo:** Es el electrodo sobre el que se produce la reducción. El agente oxidante gana electrones, y por tanto, se reduce. Por convenio se define como polo positivo.
- **Puente salino:** Es un tubo de vidrio relleno de un electrolito que impide la migración rápida de sustancias de una semicelda a otra, permitiendo no obstante el contacto eléctrico entre ambas.
- **Voltímetro:** Permite el paso de los electrones cerrando el circuito. Mide la diferencia de potencial eléctrico entre el ánodo y el cátodo siendo la lectura el valor del voltaje de la celda.

Desde que Alessandro Volta inventara la primera pila en el año 1800, estos dispositivos han evolucionado enormemente y poco tienen que ver, estéticamente hablando, con el dispositivo de la Figura 1. Actualmente constituyen una de las fuentes

de energía más utilizadas en la vida diaria de las personas. Entre sus múltiples usos, el que se aborda en este informe es el uso de baterías como fuente de energía en el ámbito espacial.

A mediados de los años 80, un satélite típico en órbita GEO requería una potencia eléctrica aproximada de 1 kW. Pasada una década, durante los años 90, ésta ya era de varios kW mientras que a finales del siglo XX, un satélite de altas prestaciones requería ya una potencia de entre 10 y 15 kW. La batería es el elemento encargado de aportar esta potencia durante los periodos de eclipse¹ que sufre el satélite a lo largo de su vida útil.

La selección del voltaje se realiza teniendo en cuenta el rango de valores para los cuales se han diseñado los demás equipos que requieren de la potencia eléctrica de la batería. Los valores elevados son ventajosos a la hora de reducir las pérdidas resistivas para una potencia dada.

Una batería se caracteriza por su **capacidad**. La capacidad se define como la carga total almacenada y es el producto de la intensidad de corriente por el tiempo de funcionamiento. De esta forma, su unidad de medida es el Amperio Hora [Ah]. La **energía total** de la batería, medida en Vatios Hora [Wh], es el producto de la capacidad por el voltaje. Si se divide la energía total entre la masa de la batería, se obtiene la **densidad energética** [Wh/kg] que es una figura de mérito importante a la hora de seleccionar una batería para una aplicación aeroespacial.

Las baterías pueden ser **primarias** o **secundarias** y se clasifican de acuerdo a su composición electroquímica. Las baterías primarias se diseñan para ser usadas en sustitución a las placas solares de manera que, cuando se descargan por completo no pueden ser recargadas. Por otro lado, las baterías secundarias son recargables y se encargan de aportar la potencia eléctrica que necesita el satélite durante los periodos de eclipse, momento en el cual la fuente de energía eléctrica principal (las placas solares) no está disponible. Actualmente, el uso de las baterías secundarias está mucho más extendido mientras que las primarias se reservan para misiones cortas o que requieran una muy baja potencia eléctrica.

Los principales tipos de baterías secundarias que se diseñan hoy en día para los satélites son las siguientes:

- Níquel-Cadmio (NiCd)
- Níquel-Hidrógeno (NiH₂)
- Plata-Zinc (AgZn)
- Litio-Ión (Li-Ion)
- Níquel-Metal-Hidruro (NMH)

Cada tipo de baterías se utiliza para aplicaciones concretas en función de su densidad energética, su vida útil y su fiabilidad.

¹ En una órbita LEO de 1000 km de altura, la duración máxima de eclipse es de unos 35 minutos mientras que, para una órbita GEO, este valor asciende a 72 minutos.

2.1.1. Baterías de Níquel-Cadmio

La batería tradicional de Níquel-Cadmio fue muy utilizada durante los primeros treinta años de la industria aeroespacial. Está constituida por cuatro componentes principales:

- Un electrodo positivo de Níquel.
- Un electrodo negativo de Cadmio.
- Un electrolito formado por una disolución acuosa al 35% de Hidróxido de Potasio (KOH).
- Un tejido de nylon separador.

La capacidad de este tipo de baterías va desde los 10 Ah a los 40 Ah, con una larga vida útil pero con una baja densidad energética (25 Wh/kg). La temperatura es un parámetro crítico que afecta a la vida de la batería y se debe mantener entre los 4°C y los 24°C. Las descargas profundas también provocan un deterioro de las celdas.

Durante una vida útil de unos 10 años en órbita GEO, una batería de este tipo sufre aproximadamente 900 ciclos de carga y descarga. Por motivos de seguridad, el proceso de descarga se limita a un 50-60% de la capacidad total de la batería.

2.1.2. Baterías de Níquel-Hidrógeno

Estas baterías han sido las más utilizadas a principios del siglo XXI. Esta tecnología se basa en el uso de celdas de hidrógeno presurizado y electrodos de Níquel y Platino además de una disolución acuosa de Hidróxido de Potasio que actúa como electrolito.

Las baterías de Níquel- Hidrógeno combinan la estabilidad de los electrodos de níquel con las ventajas de las celdas de Hidrógeno. Son sistemas donde la cantidad mecanismos de fallo posibles es mucho menor que en los anteriores dando lugar a una mayor fiabilidad y vida útil. La principal mejora que introducen estas baterías es la eliminación del electrodo negativo evitando así el fenómeno de migración del Cadmio que resulta ser una de las principales causas de degradación de las baterías de Níquel-Cadmio.

El rango de temperaturas óptimo para obtener la mayor capacidad posible está entre los 10°C y los 15°C. Fuera de este intervalo, la capacidad decrecerá a un ritmo de 1 Ah por cada °C de variación. En cuanto a la capacidad, las celdas de Níquel-Hidrógeno se fabrican con una amplia gama de valores posibles. Algunos valores representativos son capacidades que van desde 5 Ah hasta 30 Ah para una celda de 64 mm, desde 30 Ah hasta 100 Ah para el caso de una celda de 90 mm y desde 100 Ah hasta 250 Ah para las celdas de 114 mm. La densidad energética es de aproximadamente 30 Wh/kg.

Debido a las múltiples ventajas que ofrecen estas baterías, la tendencia ha sido utilizarlas en lugar de las de Níquel-Cadmio para los satélites de comunicaciones.

2.1.3. Baterías de Plata-Zinc

Esta tecnología es atractiva debido a su alta densidad energética comprendida entre los 110 Wh/kg y los 130 Wh/kg. Son baterías en las que se debe controlar las sobrecargas debido a los posibles problemas que pueden aparecer relativos al oxígeno que contienen. La principal limitación de estos sistemas es su baja vida útil y es por esto por lo que se suele limitar su uso al de baterías primarias.

2.1.4. Baterías de Níquel-Metal-Hidruro

Estas baterías se desarrollaron con el fin de sustituir a las baterías de Níquel-Cadmio eliminando el problema del ánodo de Cadmio. A pesar de las prometedoras expectativas que aportaba esta tecnología, después de mucho tiempo de desarrollo, jamás se llegó a conseguir una vida útil semejante a la que ofrecían sus antecesoras. Finalmente, se concluyó que las baterías Níquel-Metal-Hidruro no cumplían con el tamaño, la masa y la vida útil que se esperaban de ellas.

2.2. La tecnología Litio-Ión (Li-Ion)

2.2.1. Funcionamiento

La tecnología Litio-Ión tiene sus raíces en las baterías primarias con ánodos de litio. Los primeros intentos de producir baterías de litio recargables no tuvieron mucho éxito debido a la baja capacidad de reutilización y los problemas de seguridad asociados al litio metálico y no fue hasta la década de los 90 cuando se empezaron a conseguir los primeros avances significativos.

El mecanismo de funcionamiento de las baterías de Li-Ion se representa en la **Figura 2**.

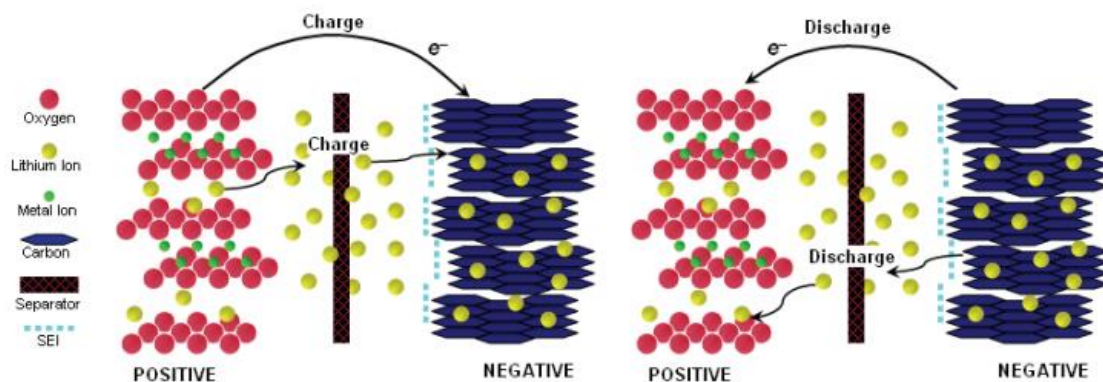


Figura 2 - Mecanismo de funcionamiento de las baterías de Litio-Ión [4]

El funcionamiento de estas baterías se basa en procesos denominados de inserción-desinserción de iones de Litio (Li^+). Las reacciones que se producen son en estado sólido entre dos compuestos de inserción que actúan como electrodos.

Generalmente, los electrodos positivo (formado por un compuesto que actúa como anfitrión durante la reacción de inserción) y negativo que constituyen las celdas suelen estructurarse en forma de capas con el fin de facilitar estos procesos de inserción de los iones de Litio, mientras que el electrolito suele ser una disolución de una sal de litio en un solvente no acuoso.

Durante el proceso de descarga, el electrodo negativo se oxida. El ión de Litio se mueve a través del electrolito hacia el electrodo positivo donde se produce la reducción de la especie anfitrión y la inserción de la especie huésped. Durante el proceso de carga, se produce la reacción contraria: en el electrodo positivo, la oxidación de la especie anfitrión y, en el electrodo negativo, se depositan los iones de Litio.

Cabe destacar el hecho de que las baterías de Litio-Ión no son únicas, sino que los materiales a elegir para constituir los electrodos son muchos y muy variados consiguiéndose diferentes prestaciones para cada una de las distintas combinaciones. Por ejemplo, si combinamos los materiales más seguros (LiFePO_4 y Titanato de Litio) se conseguirá una celda con un voltaje más bajo que para el resto de combinaciones disminuyéndose así su densidad energética.

2.2.2. Características diferenciales y precauciones

Los principales materiales usados como electrodos de las baterías de Li-Ion habituales son LiCoO_2 como cátodo y grafito como ánodo. Con esto, las características definitorias de estas baterías son:

- Densidad energética elevada: Debido a que consiguen un elevado voltaje con un bajo peso, la densidad energética es mayor que para el resto de tecnologías.

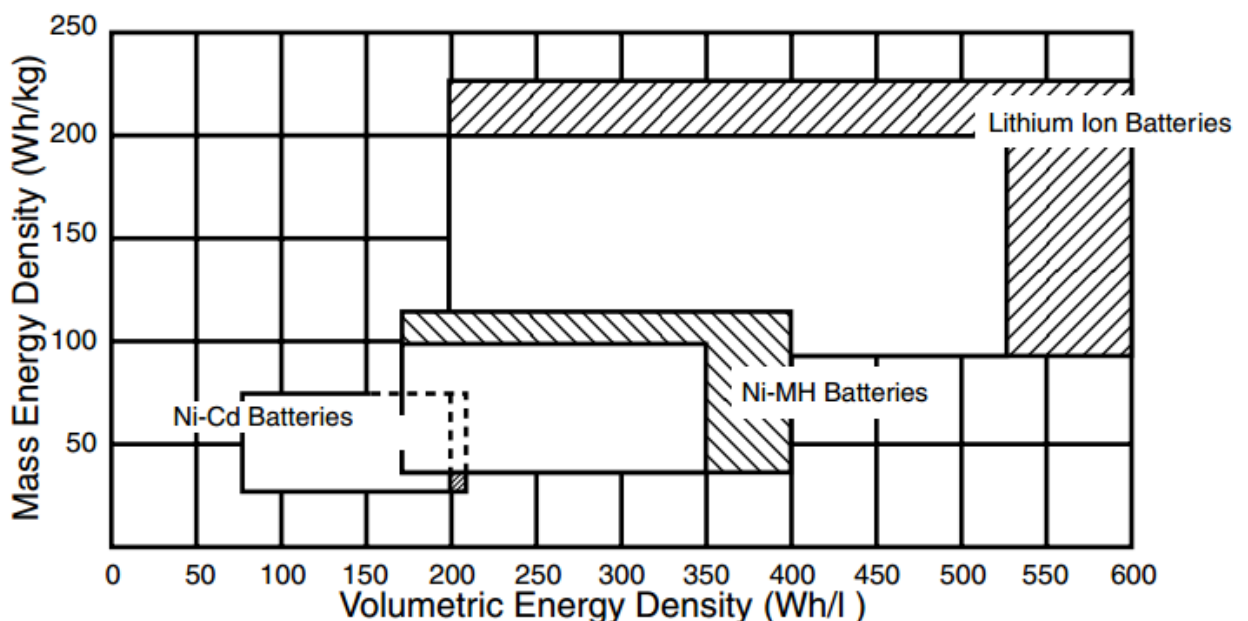


Figura 3 - Densidad energética de varios tipos de baterías [3]

- Alto Voltaje: Las baterías de Li-Ion producen 3.6 V, aproximadamente el triple que las baterías de Ni-Cd o NMH.
- No tienen “efecto memoria”: La capacidad de descarga aparente no disminuye cuando se realizan descargas incompletas.
- Curvas de descarga planas: La utilización de grafito como ánodo provoca que la zona de descarga lineal de las baterías tienda a ser muy plana (ver apartado 5.2.3)

A pesar de las grandes ventajas que ofrecen las baterías de Litio Ión, las precauciones que hay que tomar a la hora de trabajar con ellas también son elevadas. Los tres riesgos principales que presentan se detallan a continuación:

- Sobre-carga: La sobrecarga de estas baterías es peligrosa debido a que, cuando el electrodo positivo se carga demasiado, puede reaccionar con el electrolito pudiendo provocar el incendio o incluso la explosión de la batería. Esto depende de la composición del cátodo. El LiFePO_4 es el material más seguro seguido del LiMn_2O_4 y del LiCoO_2 .
Las baterías incorporan un circuito de protección que abre un interruptor antes de que el voltaje exceda el límite de seguridad. Si este interruptor falla, y la batería continua cargándose, existe un sistema de seguridad que rompe el circuito interno de la batería dejándola inservible.
- Sobre-descarga: La descarga profunda de las celdas de una batería de Li-Ion pueden conducir a la disolución del colector de cobre que hay en el ánodo. Este cobre disuelto puede depositarse en el cátodo o en el elemento separador provocando un cortocircuito. Además de esto, la sobre-descarga puede provocar también una disminución de la capacidad de la batería.
- Sobre-calentamiento: El sobrecalentamiento provoca el mismo efecto que la sobrecarga; hace que el material que conforma el electrodo reaccione con el electrolito provocando el incendio de la batería. Si el sistema incorpora un sensor de temperatura en contacto con la batería, se puede detener la carga antes de que se produzca este efecto catastrófico.
- Cortocircuito: El cortocircuito de una batería de Litio-Ión puede provocar un sobrecalentamiento de la misma, provocando un posible incendio. Este riesgo se puede reducir con un diseño adecuado.

2.3. Caracterización de baterías Li-Ion. Curvas de carga y descarga.

Una de las tareas más importantes llevadas a cabo durante el proceso de prácticas desarrollado en el Instituto de Microgravedad “Ignacio Da Riva” consistió en la monitorización, carga, descarga y equilibrado de la batería que llevará a bordo el satélite UPMSat-2. Para ello, y con el fin de adquirir experiencia en este ámbito, se realizaron previamente varios ensayos de carga y descarga con una serie de baterías Li-Ion propiedad del instituto.

2.3.1. Instalaciones y equipos

Como ya se ha explicado en apartados anteriores, las baterías de Litio Ión son baterías con las que se debe tener un cierto cuidado y se requerirá, por tanto, unas instalaciones adecuadas para trabajar con ellas. Todos los ensayos aquí mencionados se realizaron en el Laboratorio de Electrónica Avanzada (LEA) que se encuentra en las instalaciones que el instituto tiene en Montegancedo.

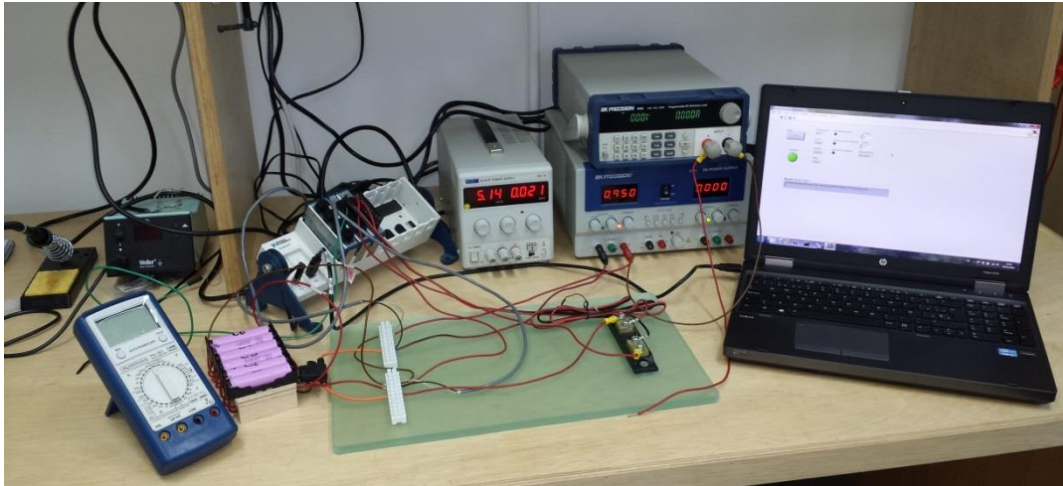


Figura 4 - Montaje utilizado para el ensayo de baterías en el LEA IDR/UPM

Los elementos de los cuales consta el circuito empleado para llevar a cabo los procesos de carga y descarga se detallan a continuación:

- Fuentes de alimentación: Son aparatos que proporcionan al circuito una tensión (bien sea continua o alterna). En el laboratorio se dispone de dos fuentes de alimentación que se muestran a continuación:



Figura 5 - Fuente de alimentación 1



Figura 6 - Fuente de alimentación 2

La principal diferencia entre una y otra radica en la intensidad máxima que pueden aportar. Mientras que la primera está limitada a 1 A, la segunda no tiene una limitación tan baja. Por otro lado, la ventaja de la primera es que tiene una mayor sensibilidad en el regulador siendo más fácil conseguir un valor dado de intensidad.

- Resistencia variable: se trata de una resistencia ajustable, en este caso, de forma electrónica.

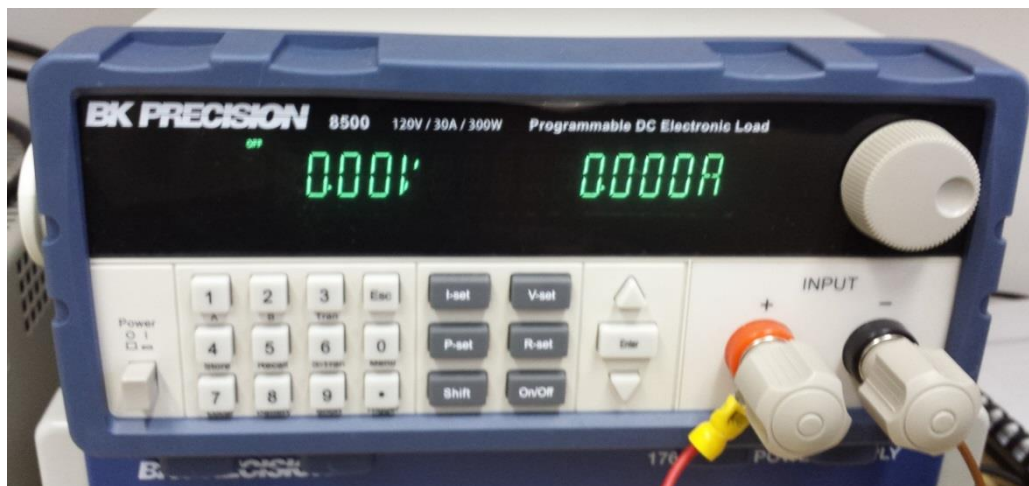


Figura 7 - Carga electrónica variable

Este dispositivo permitirá realizar procesos de descarga a **resistencia constante**, **intensidad consante** y **potencia constante**. Además, incorpora un *software* muy completo que permite obtener la evolución de los parámetros de la batería a medida que esta se descarga (tensión, intensidad, capacidad, etc.)

- Multímetro: Este aparato permite medir resistencias, tensiones, intensidades y demás variables eléctricas.



Figura 8 - Multímetro

Se trata de un instrumento muy versátil que suele emplearse para realizar comprobaciones rápidas y chequeos antes y durante los procesos de carga y descarga.

- Shunt: Elemento integrado en el circuito del que se conoce su resistencia con una enorme precisión, por lo que sólo midiendo la tensión se puede conocer la intensidad que pasa por él.



Figura 9 - Shunt

- Elementos de seguridad: Se tratan de elementos que se incorporan en el circuito para poder trabajar de forma segura. Así, por ejemplo, la batería del UPMSat-2 cuenta con una serie de fusibles y otros elementos protectores que se romperían si se produce algún problema, evitando así que se dañe la batería. En el circuito de la **Figura 4** se incorpora un fusible que abrirá el circuito en el caso de que la intensidad supere los 3 A.



Figura 10 - Fusible de 3 A

- Conexión al PC: Todos los procesos de carga y descarga se monitorizan utilizando un *software* informático conocido como *LabView*. Dicha herramienta permitirá programar circuitos y obtener medidas en distintos puntos del circuito usando el siguiente aparato.



Figura 11 - Aparato de interconexión entre el PC y el circuito eléctrico

Este dispositivo incorpora un relé de seguridad controlado desde el ordenador que se abrirá en caso de sobrepasar los límites de seguridad estipulados en el interfaz del *software*.

2.3.2. Preparación del ensayo

A la hora de realizar un proceso de carga o de descarga, además de un adecuado conocimiento teórico de lo que se realiza, será imprescindible conocer los aparatos y la batería con la que se está trabajando en cada momento. Para ello, el fabricante de las baterías incorpora siempre un **manual de usuario** (*User Manual*) que es imprescindible leer antes de comenzar con el ensayo.

Como parámetros más importantes destacan la **tensión máxima**, **tensión mínima**, **tensión nominal**, **capacidades máxima y mínima** e **indicaciones sobre los procesos de carga y descarga**.

A modo de ejemplo, a continuación se muestran estos datos para las baterías que se han ensayado en el instituto; las baterías *Samsung ICR 18650-26F*.

Tabla 1 - Especificaciones de las baterías *Samsung ICR 18650-26F* [5]

Item	Specification
3.1 Nominal Capacity	2600mAh (0.2C, 2.75V discharge)
3.2 Minimum Capacity	2550mAh (0.2C, 2.75V discharge)
3.3 Charging Voltage	4.2 \pm 0.05 V
3.4 Nominal Voltage	3.7V
3.5 Charging Method	CC-CV (constant voltage with limited current)
3.6 Charging Current	Standard charge : 1300mA Rapid charge : 2600mA
3.7 Charging Time	Standard charge : 3hours Rapid charge : 2.5hours
3.8 Max. Charge Current	2600mA(ambient temperature 25°C)
3.9 Max. Discharge Current	5200mA(ambient temperature 25°C)
3.10 Discharge Cut-off Voltage	2.75V
3.11 Cell Weight	47.0g max
3.12 Cell Dimension	Height : 65.00mm max Diameter : 18.40mm max
3.13 Operating Temperature	Charge : 0 to 45°C Discharge : -10 to 60°C
3.14 Storage Temperature	1 year : -20~25°C(1*) 3 months : -20~45°C(1*) 1 month : -20~60°C(1*)

2.3.3. Ensayos y resultados

Los ensayos de caracterización llevados a cabo han consistido en tomar **cada una** de las seis baterías disponibles en el laboratorio, todas pertenecientes al mismo modelo de batería, y realizar un proceso de descarga (a intensidad constante) desde 4.05 V hasta 2.75 V seguido de un proceso de carga (también a intensidad constante) hasta volver a alcanzar los 4.05 V iniciales.

Cada batería ha sido ensayada para dos valores distintos de intensidad:

- $C/2 = 1.3 \text{ A}$
- $C/5 = 0.52 \text{ A}$

Los resultados obtenidos para el primer valor de intensidad ($C/2$) se recogen a continuación:

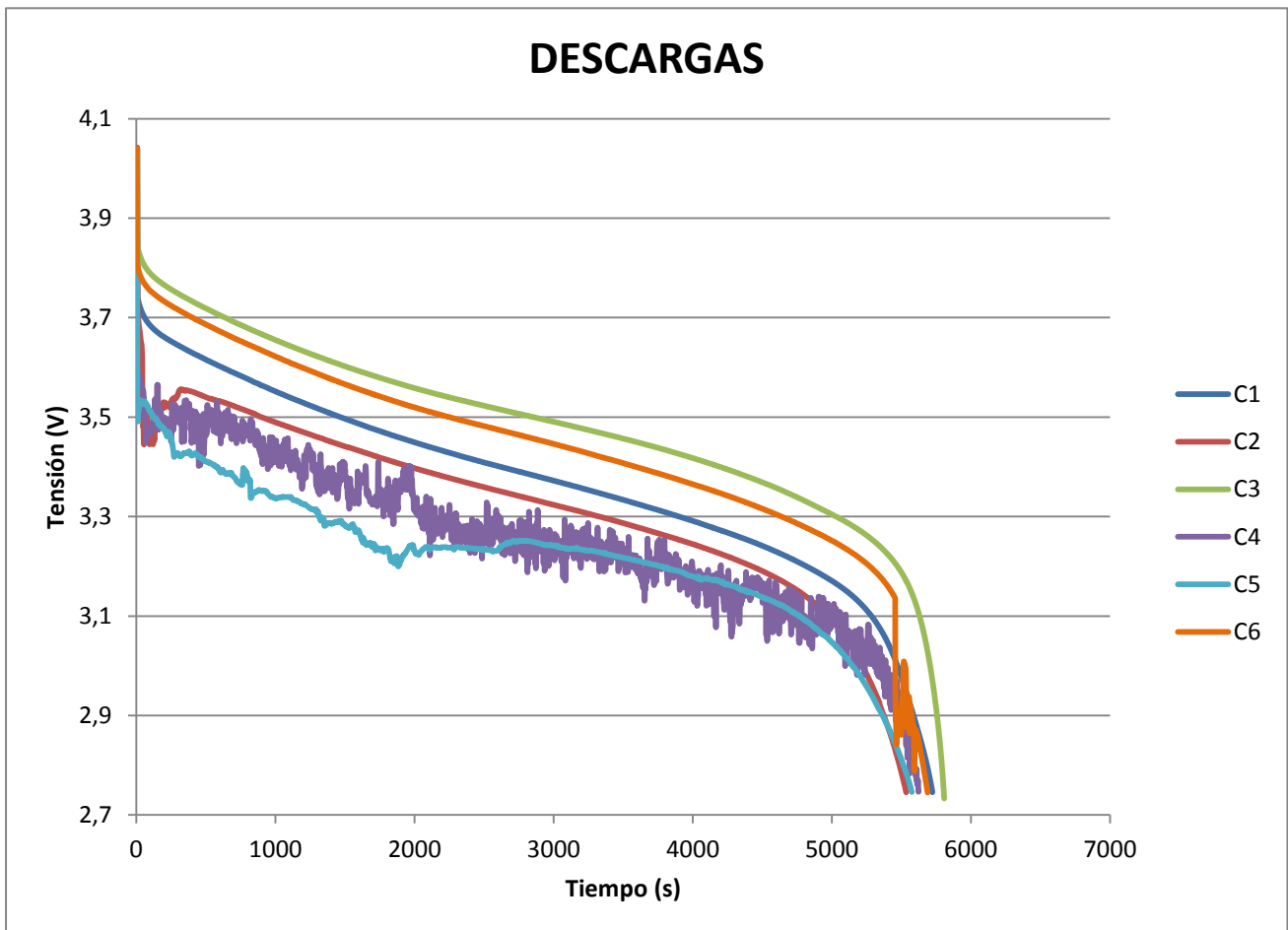


Gráfico 1 - Descarga de baterías a una intensidad constante de 1.3A

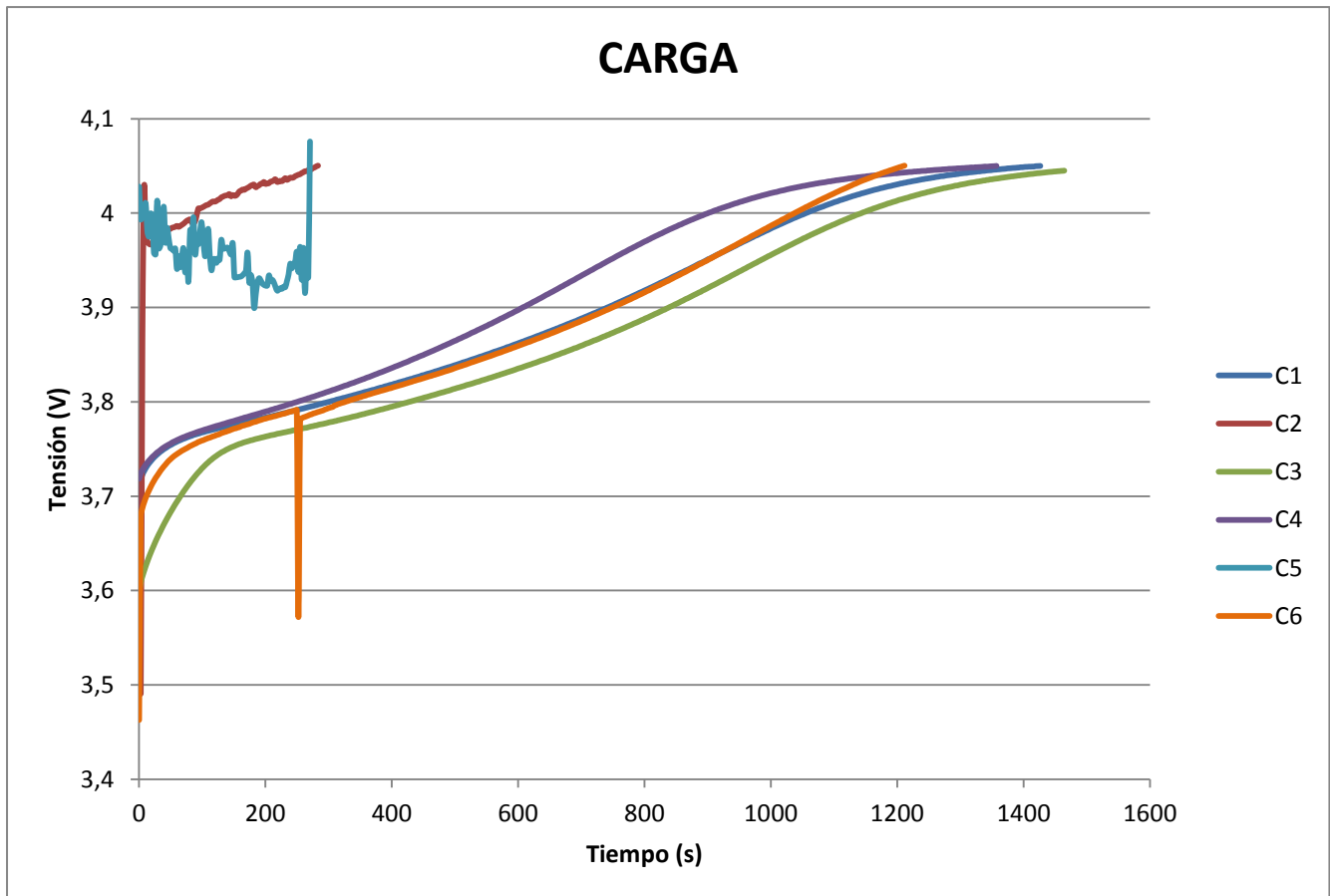


Gráfico 2 - Carga de baterías a una intensidad constante de 1.3A

A la vista de los resultados se llega a una serie de conclusiones interesantes:

- El proceso de carga de las baterías C5 y C2 no es válido. El problema ha sido realizar la carga inmediatamente después de la descarga, sin dejar que la batería se estabilizase. Se ha comprobado que antes de iniciar la carga, es necesario guardar un tiempo de reposo para que la electroquímica de la misma se estabilice. En caso contrario, la carga no se realizará correctamente y la cantidad de [Ah] introducidos en la batería será mucho menor que su carga nominal.
- En el proceso de carga de la batería C6 aparece un pico aproximadamente a los 200 segundos de iniciar la carga. Esto es debido a que se **ha tocado con la mano** la batería durante el ensayo. Se ha comprobado que tocar la batería durante un proceso de carga o descarga provoca alteraciones y, por tanto, nunca se debe tocar las baterías durante los ensayos.
- En la descarga de la batería C4, aun presentando una tendencia adecuada, aparecen picos de tensión continuamente. No es un proceso suave. Esto puede indicar que la batería está dañada.
- En el proceso de descarga de la batería C6 aparece un pico final hacia abajo. Esto se ha producido por el mismo problema ocurrido en el proceso de carga; se ha tocado la batería con la mano.

- En la descarga de la batería C5 aparecen picos al inicio, lo cual indica que la batería puede estar dañada.

Tras analizar los resultados para C/2, a continuación se muestran los resultados obtenidos para el segundo valor de intensidad (C/5).

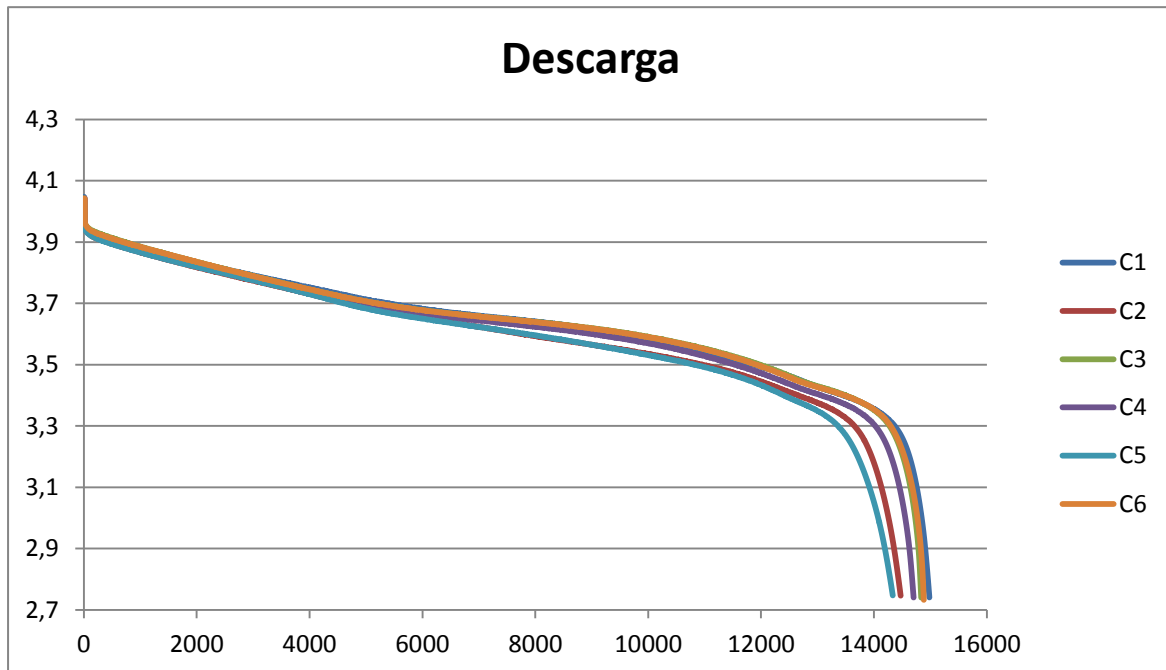


Gráfico 3 - Descarga de baterías a una intensidad constante de 0.52 A

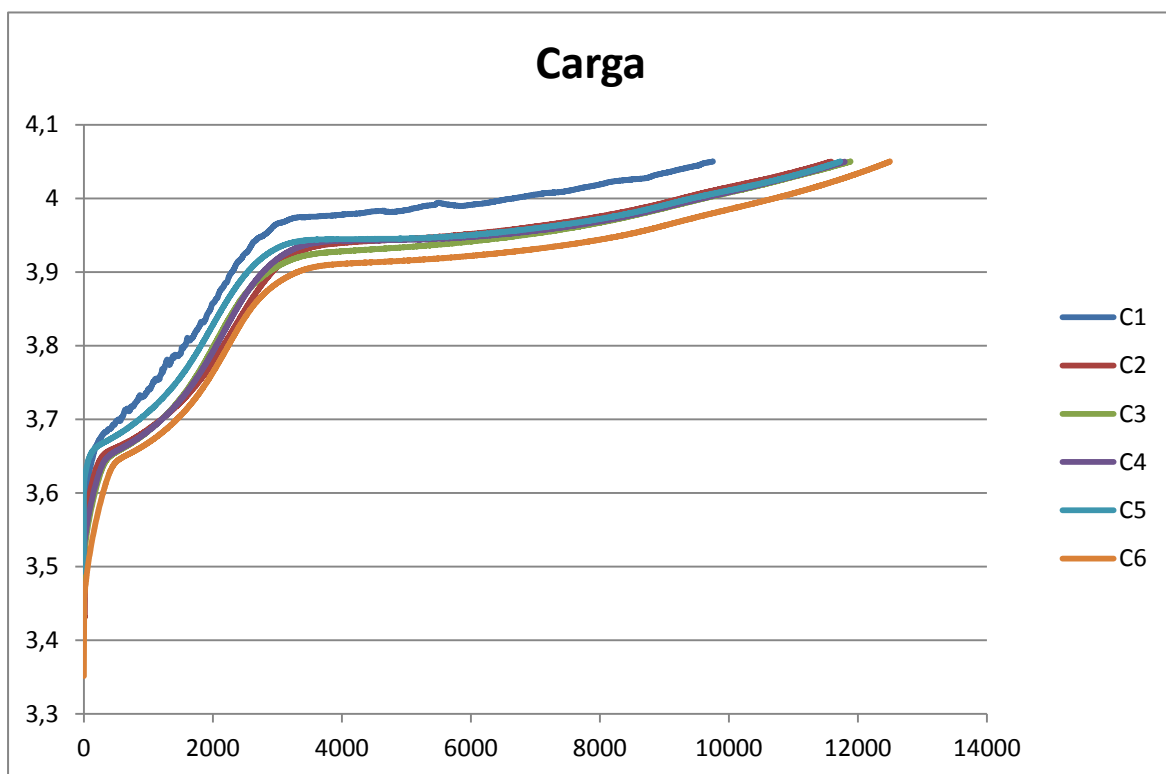


Gráfico 4 - Carga de baterías a una intensidad constante de 0.52 A

A la vista de las gráficas se puede ver como los resultados obtenidos, sobre todo en el proceso de descarga, son mucho más “limpios” que en el caso anterior. Las gráficas son más suaves. Esto tiene mucho que ver con lo que se conoce como **efecto rebote**. El efecto rebote hace que la batería se comporte de forma similar a un muelle y es que, al iniciar el proceso de descarga, se ve un pico inicial en el que la tensión cae súbitamente. Cuanto mayor es la intensidad a la que se descarga, mayor es este pico inicial y la descarga se produce mucho más rápidamente.

Para evitar el deterioro de las baterías conviene que, tanto los proceso de carga como los de descarga, sean lo más lentos posibles.

2.4. La batería del satélite UPMSat-2

Tras adquirir experiencia en ensayos de carga y descarga de baterías Li-Ion, otra actividad muy importante realizada en el instituto consistió en las tareas de **mantenimiento, monitorización y equilibrado** de la batería que llevará a bordo el satélite universitario UPMSat-2. Aunque, debido al acuerdo de confidencialidad con el fabricante, no se pueden aportar datos exactos sobre la batería, en este apartado se detallarán las tareas de monitorización de la misma en la medida que se permita.

Por un lado, cabe destacar que el UPMSat-2 únicamente utilizará una batería. Se trata de una batería de Litio Ión, con cuatro series de celdas en paralelo. Cada serie está constituida a su vez por seis celdas lo que da un total de 24 celdas que aportan una tensión nominal de 21.5 V aproximadamente.

La batería aún no ha sido integrada en el satélite y, por tanto, se deben ejercer sobre ella una serie de tareas de mantenimiento.

- **Monitorización:** Como ocurre en todas las baterías, aun no estando conectada, ésta se va descargando paulatinamente con el tiempo. Es importante mantener siempre la tensión dentro de unos márgenes adecuados para evitar los posibles problemas mostrados en el apartado 2.2. el **Gráfico 5** muestra esta caída de tensión que sufre la batería con el tiempo.

El proceso de monitorización consiste en realizar mediciones periódicas (en nuestro caso semanales) en las que se toman los siguientes datos:

- Tensión total de la batería.
- Tensión de cada una de las 24 celdas.
- Dispersión de tensión máxima en cada serie.

En cuanto a las instalaciones, la manipulación de esta batería no se realiza en el *Laboratorio de Electrónica Avanzada*. Al tratarse de un equipo de uso espacial, las condiciones ambientales del lugar donde se trabaja deben de ser mucho más estrictas. Por ello, el lugar elegido para realizar los procesos de monitorización ha sido la **Sala Limpia ISO Clase 8** que el instituto posee en el mismo campus de Montegancedo.

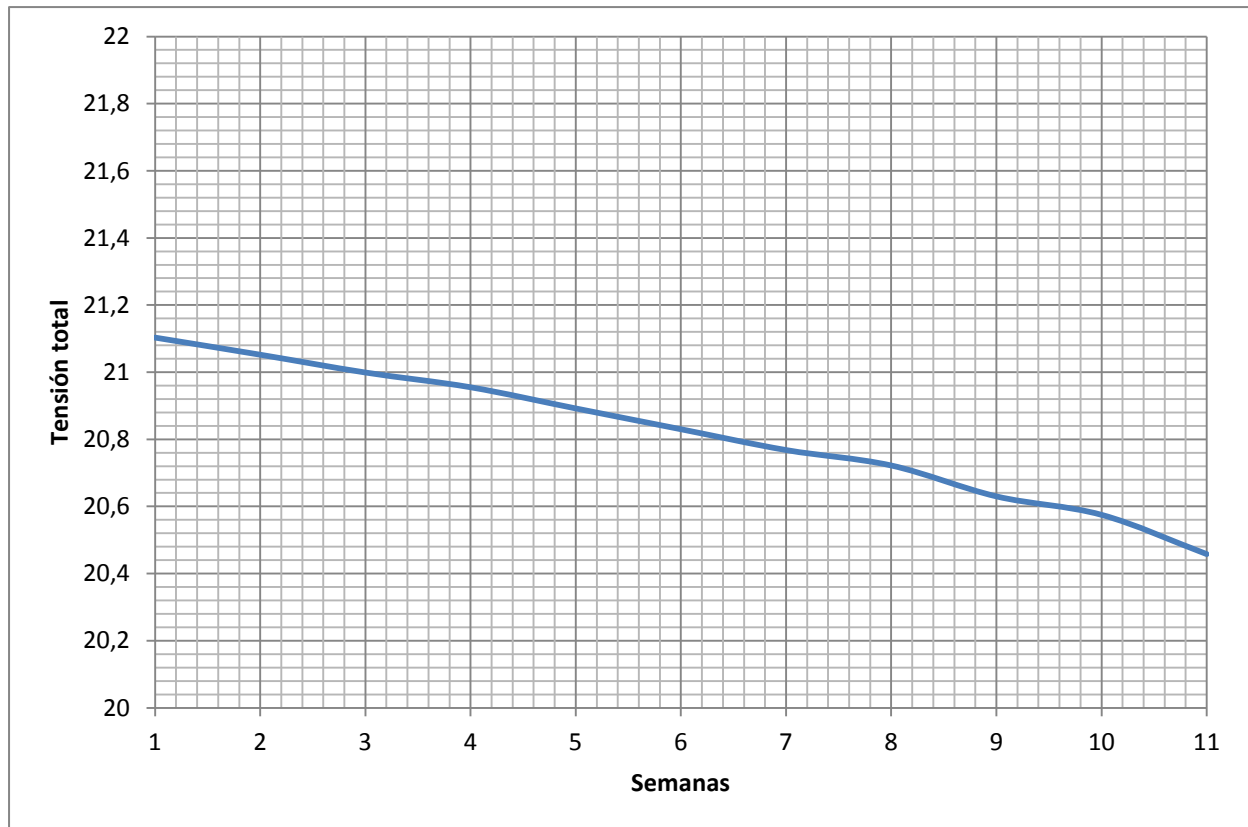


Gráfico 5 - Caída de tensión semanal de la batería del UPMSat-2

Como se puede ver, la tensión cae lentamente y de forma uniforme con el tiempo. Las irregularidades que aparecen en la parte final se deben a que las mediciones no se realizaron siempre el mismo día de cada semana.

- Equilibrado: El mayor problema de la batería no es que su tensión global decaiga con el tiempo sino que, a su vez, la dispersión entre las celdas de cada serie **aumenta** también se forma paulatina con el tiempo. Lo ideal sería que todas las celdas de la serie tuvieran exactamente la misma tensión y se fueran descargando a la vez. Cuando esto no sucede así y las tensiones de cada celda difieren entre sí, existe dispersión. Es inevitable que exista cierta dispersión en las celdas pero se debe intentar que ésta sea lo más baja posible.

El principal problema de la dispersión entre celdas es que, durante el proceso de descarga, si una celda tiene una tensión notoriamente mayor que el resto ésta actuará como “fuente” mientras que el resto de celdas, en lugar de descargarse también, actuarán como “carga” y se cargarán a costa de la primera para intentar igualar sus tensiones. Esto hace que no se aproveche adecuadamente la batería.

El fabricante establece un límite de dispersión por encima del cual debe realizarse un proceso de **equilibrado**. Durante todo el periodo de prácticas, dos han sido las veces que se ha realizado este proceso que se resume en los siguientes pasos:

1. Proceso de carga a intensidad constante hasta que la primera celda alcance su tensión máxima estipulada por el fabricante.
2. Una vez se finaliza el paso 1, se debe reducir la intensidad de forma continua y seguir cargando hasta que la primera celda vuelva a alcanzar su tensión máxima. Se repite este proceso hasta que se la intensidad de carga sea lo suficientemente pequeña.

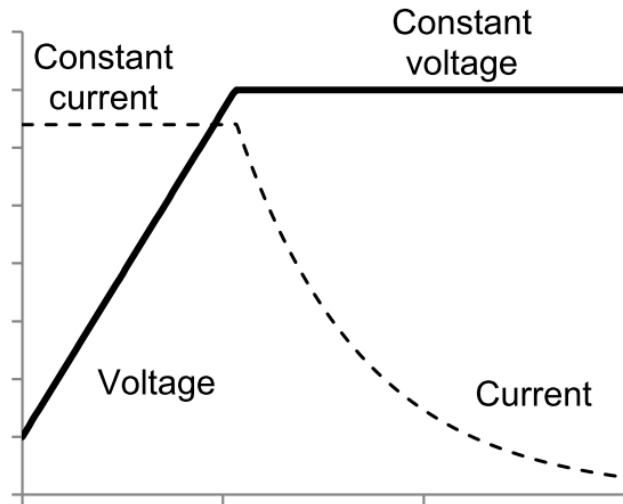


Figura 12 - Pasos 1 y 2 del proceso de equilibrado [1]

3. Proceso de descarga a intensidad constante hasta que la tensión total de la batería alcance un determinado valor estipulado por el fabricante.
4. Proceso de carga hasta alcanzar de nuevo la tensión nominal de la batería.

El **Gráfico 6** muestra la evolución de la dispersión a lo largo del proceso.

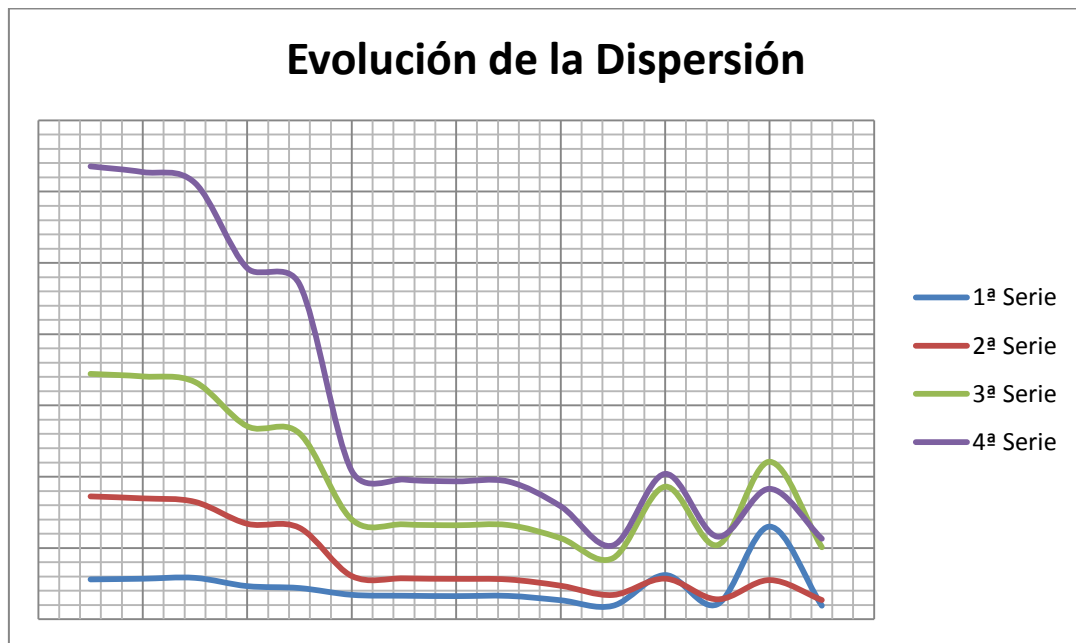


Gráfico 6 - Evolución de la dispersión durante el equilibrado

2.5. Referencias

- [1] *Lithium-ion Battery Overview. Issue 10.* Lighting Global Technical Notes. [2012]
- [2] *Celdas, Pilas y Baterías de Ion-Litio una Alternativa Para...???*. Jaime Hamel Fonseca. Universidad del Valle - Cochabamba [2011]
- [3] *Lithium Ion Batteries Technical Handbook.* Panasonic. [2007]
- [4] *Understanding Lithium-Ion Technology.* Jim McDowall. Saft America Inc. [2008]
- [5] *Specification of Product for Lithium-Ion Rechargeable Cell. Model: ICR18650-26A. Version 1.0.* Samsung SDI Co. [2005]
- [6] *Spacecraft Battery Technology.* Robert A. Nelson. [1999]
- [7] *A General Discussion of Li Ion Battery Safety.* Dan Doughty, E. Peter Roth. [2012]
- [8] <http://quimica.laguia2000.com/general/celdas-electroquimicas>

3. Concurrent Design Facility (CDF). Historia y Necesidad.

3.1. Diseño preliminar de misiones espaciales. Los inicios.

El espacio es caro. El coste ha sido siempre una limitación fundamental para prácticamente cualquier misión espacial y en los últimos años este factor está tornando a ser incluso más decisivo. Es precisamente la intención de reducir los costes lo que ha hecho que, a lo largo de todos estos años de desarrollo espacial, el proceso de diseño de misión haya sufrido una evolución constante.

Tradicionalmente, el ciclo de vida de una misión espacial puede resumirse en **cuatro** grandes fases:

- Exploración Preliminar: Es la fase inicial del estudio que consiste en la definición general de la misión y de sus componentes.
- Diseño Detallado: Es la fase de diseño avanzado que consiste en la definición detallada de los componentes de la misión, cálculos avanzados y ensayos de *hardware* y *software*.
- Producción e Implantación: Consiste en la fabricación del satélite y el montaje de todos los subsistemas que lo integran, el desarrollo del software de a bordo y de control en tierra, la preparación del segmento en tierra y el lanzamiento del satélite.
- Operaciones y Mantenimiento: Abarca las operaciones rutinarias del satélite, su mantenimiento y finalmente, su reentrada o recuperación al final de su vida útil.

Estas fases pueden ser divididas y nombradas de forma diferente dependiendo del *sponsor* (la compañía o institución encargada de la misión espacial) como se muestra en la **Figura 13**.

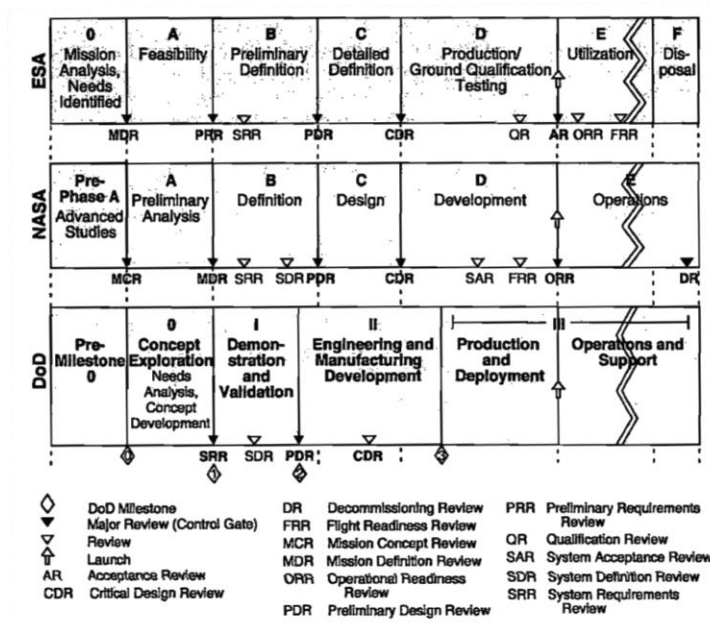


Figura 13 - Ciclo de vida de una misión espacial [1]

La exploración (o diseño) preliminar de una misión espacial es una fase muy importante ya que la obtención de soluciones adecuadas durante la misma reducirá enormemente los tiempos, y consecuentemente los costes, en las etapas posteriores. Durante las décadas de los 60 y los 70, esta fase era llevada a cabo por **equipos independientes** de ingenieros especializados en los diversos subsistemas que componían la misión espacial. Consistía, por tanto, en un **proceso secuencial** en el cual cada equipo trabajaba de forma independiente recibiendo datos de entrada del equipo previo, realizando los cálculos correspondientes a su subsistema y entregando sus resultados al siguiente subsistema que los requería. La **Figura 14** ilustra esta forma de trabajar.

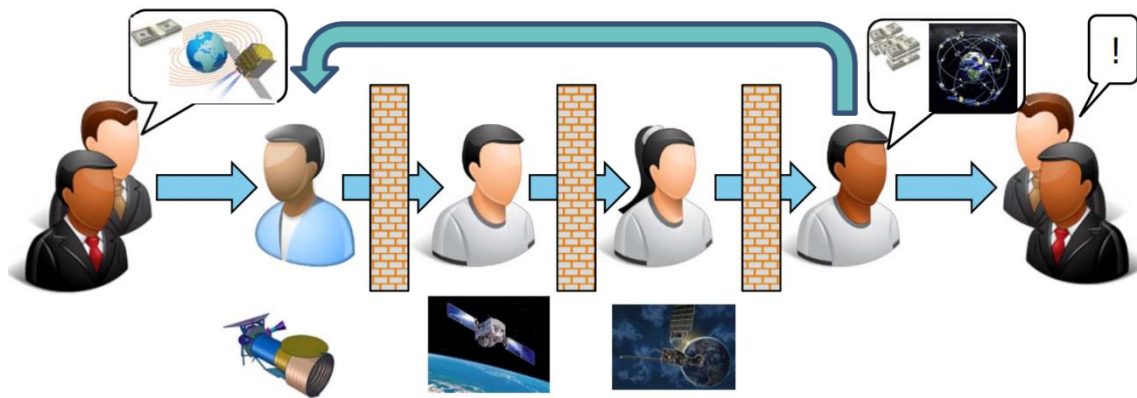


Figura 14 - Diseño preliminar secuencial [7]

Este método de trabajo se caracterizaba principalmente por su **lentitud** (6-9 meses) ya que cada equipo de ingenieros comenzaba su tarea sólo después de que el anterior hubiera entregado sus resultados. Otra característica principal era su tendencia a **divergir** de los requerimientos de la misión. Debido a la fuerte interrelación entre los diferentes subsistemas y a la escasa comunicación propia de este modelo de diseño, los resultados finales no solían cumplir todos los requerimientos de los diferentes subsistemas a la primera siendo necesario recurrir a un proceso iterativo largo y poco eficiente a fin de cuadrar todos los resultados.

3.2. Una nueva forma de trabajar. La Ingeniería Concurrente.

Como se ha dicho anteriormente, la ingeniería secuencial no es un método eficiente a la hora de diseñar una misión espacial pero era el método de trabajo en los comienzos y desarrollo de la carrera espacial.

Una forma mucho más eficiente de llevar a cabo este diseño preliminar es lo que se conoce como **Concurrent Engineering (CE)** cuya definición se recoge a continuación:

“Concurrent Engineering is a systematic approach to integrated product development that emphasises the response to customer expectations. It embodies team values of cooperation, trust and sharing, in such a manner that decision making is by consensus, involving all perspectives in parallel, from the beginning of the product life-cycle.”

-European Space Agency (ESA) Webpage

La CE consiste por tanto en un proceso **a tiempo real** en el cual diversos ingenieros especializados en los diferentes subsistemas llevan a cabo **en común** el diseño preliminar de la misión espacial. Las ventajas de esta forma de trabajar son claras:

- Reducción de tiempos (actualmente esta fase de diseño dura entre 3 y 6 semanas).
- Reducción de costes (en un factor de 2).
- Aumento de la eficiencia.
- Mejora en la comunicación.
- Cada equipo especializado tiene no solo una visión particular de su subsistema sino que concibe el satélite como sistema completo.

La CE resultaba muy beneficiosa en otros proyectos ingenieriles más simples pero la complejidad de una misión espacial hizo imposible su uso en la industria aeroespacial hasta que los ordenadores evolucionaron lo suficiente. La gran expansión de la informática durante el inicio de la década de los 90 y el desarrollo de *software* de cálculo más potente permitió llevar la CE al ámbito espacial por medio de lo que se conoce como **Instalaciones de Ingeniería Concurrente**.

3.3. *Concurrent Design Facility*. ¿En qué consiste?

La aplicación práctica de la CE al diseño y análisis de misiones espaciales requiere de cinco elementos principales:

1. Un proceso
2. Un equipo de trabajo multidisciplinario
3. Una filosofía de diseño integrado
4. Una instalación física
5. Herramientas de *software*

Una **CDF** es el emplazamiento de alta tecnología que permite a un equipo de ingenieros especializados aplicar la CE al diseño de misiones espaciales bajo la coordinación de un ingeniero de sistemas.

La mayoría de instalaciones que existen actualmente en el mundo están constituidas por elementos similares: una mesa principal en el centro de la sala, proyectores conectados a diferentes pantallas, ordenadores con herramientas de *software* para el diseño o el análisis de misión operados por especialistas, un servidor de datos, una red interna y equipos de video y teleconferencias.

La primera característica de una CDF es que los recursos visuales son muy utilizados. Se coloca una gran cantidad de proyectores para ayudar en los procesos de discusión. Cuando los ingenieros trabajan en sus respectivos equipos en la sala, pueden mostrar sus resultados de forma instantánea al resto del grupo para explicarles más eficazmente su trabajo.

Otro rasgo característico de estas salas es la interconexión entre los diferentes equipos que la constituyen. Todos los equipos están conectados a una **base de datos central** de donde se toman los datos de entrada y se depositan los datos de salida de cada módulo. De esta manera, se facilita una rápida y eficiente interacción entre todos los subsistemas involucrados, dando lugar a mejores resultados en mucho menor tiempo. La filosofía de trabajo se muestra en la **Figura 15**.

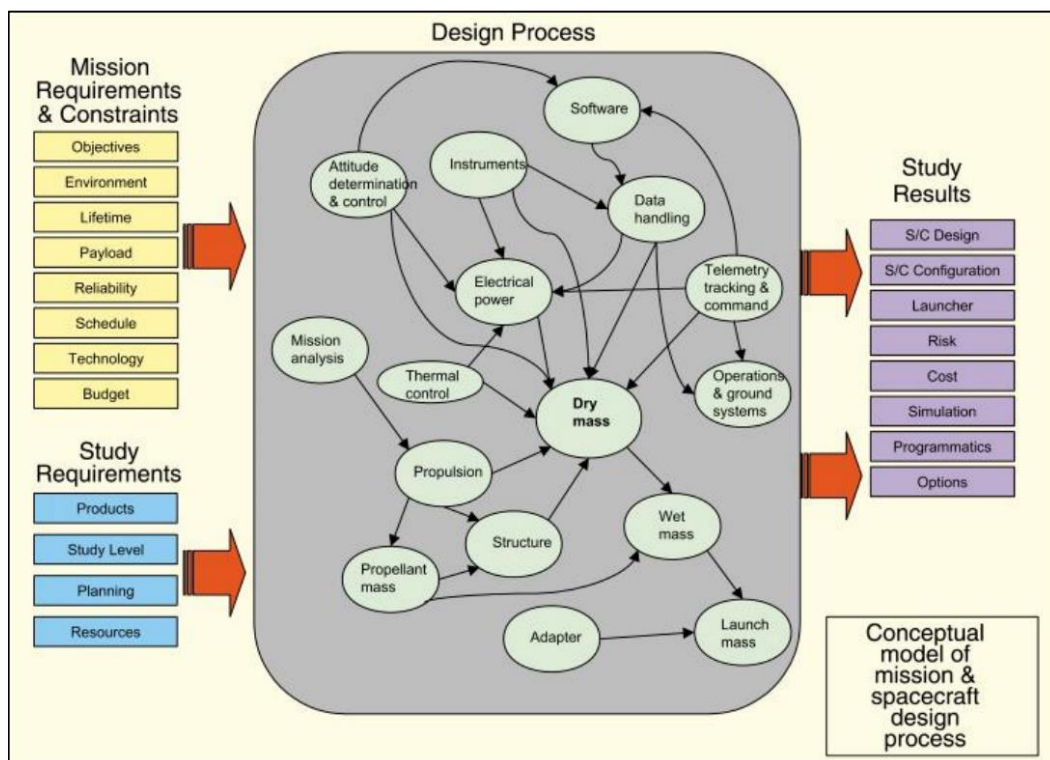


Figura 15 - Ingeniería concurrente aplicada al diseño de misión [5]

3.4. *Concurrent Design Facility*. La instalación de la ESA

La Agencia espacial Europea (ESA) establece su *Concurrent Design Facility* en 1998. Se instala en el Centro Europeo de Investigación y Tecnología Espacial (ESTEC) bajo el patrocinio del Programa de Estudios Generales (GSP). El objetivo era evaluar la posibilidad de crear un entorno integrado donde usar la Ingeniería Concurrente en el diseño de misiones futuras.

El primer caso de estudio fue el análisis de la misión del satélite CESAR, para el cual la ESA trabajó en colaboración con la Agencia Espacial Italiana (ASI) en una sala sencilla (comparada con la actual) donde los ingenieros trabajaron de forma conjunta.

Antes de esto, la ESA ya había recurrido parcialmente a la Ingeniería Concurrente en el análisis de dos misiones: *Euromoon* y *Venus Sample Return*. Pero en ambos casos, la CDF se concebía como una herramienta para el análisis concreto de dichas misiones y no como una infraestructura de uso permanente para diseño preliminar.

La utilización de la CDF en el análisis de misión de CESAR fue considerada un gran éxito y se decidió establecer una instalación permanente para analizar cualquier programa futuro de la agencia. En aquel momento, debido a la falta de espacio, se habilitaron unas instalaciones temporales donde se realizaron más de 70 estudios espaciales hasta que en diciembre del año 2007 se estableció definitivamente en su emplazamiento actual cuya distribución se muestra en la **Figura 16**.

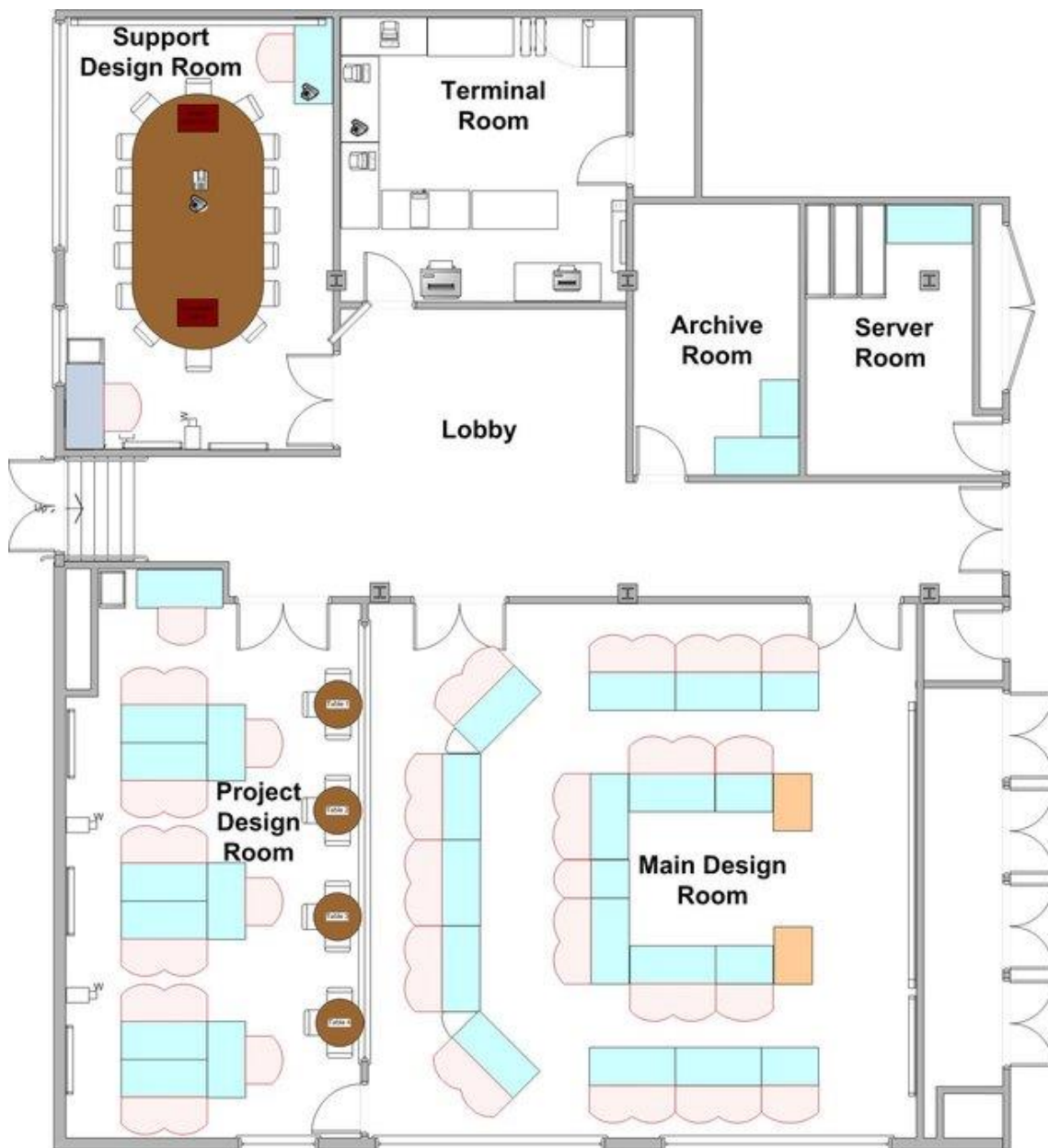


Figura 16 - Plano De la CDF de la ESA [6]

Como se observa en la figura, la CDF de la ESA es un conjunto de salas diseñadas y equipadas con todos los equipos y herramientas de *software* necesarios para crear un entorno de trabajo en equipo, garantizar una comunicación eficaz y facilitar el intercambio de información entre los diferentes miembros del equipo de proyecto. En definitiva, se trata de unas instalaciones que permiten sacar el máximo partido a la ingeniería concurrente.

La CDF consta de 3 salas de diseño (*Design Rooms*) y una serie de salas auxiliares agrupadas en torno a un vestíbulo central. La sala de diseño principal (*Main Design Room*) incluye 30 ordenadores y se utiliza para el estudio de misiones largas y satélites complejos mientras que la sala de diseño de proyectos (*Project Design Room*), es más pequeña y funciona como lugar de trabajo para misiones más sencillas o para reuniones periódicas acerca de las misiones complejas, al igual que la sala de apoyo a proyectos (*Support Project Room*).

Todas las salas están interconectadas de manera que cualquier proyector o pantalla de ordenador puede ser mostrada en las pantallas del resto de salas que componen la CDF y también se incluye un sistema vía IP para mantener video conferencias.

Centrémonos ahora en los equipos que componen la sala de diseño principal. Cada uno de los equipos informáticos que la integra incorpora un *software* de trabajo centrado en el diseño y análisis de cada una de las diferentes disciplinas que forman parte de una misión espacial:

- Sistemas: Durante el estudio, el **ingeniero de sistemas** coordina la integración de los diferentes subsistemas y verifica el cumplimiento de los requisitos de la misión.
- Análisis de Misión: El **analista de misión** trabaja conjuntamente con el ingeniero de sistemas para definir el entorno operacional del satélite durante la misión. Esto incluye el perfil de lanzamiento, análisis orbital y definición de la trayectoria. Se ocupa de actualizar y optimizar el perfil de misión a medida que el diseño progresa
- Sistemas en Tierra y Operaciones: El **ingeniero de sistemas en tierra** estudia los recursos requeridos para el mantenimiento del satélite desde tierra y la comunicación con el mismo así como el coste que supondrá a lo largo de su vida útil.
- Análisis de Riesgos: el **ingeniero de riesgos** analiza el diseño preliminar del satélite e identifica los riesgos que pueden aparecer durante la misión.
- Análisis de Costes: la persona encargada de este puesto es responsable de realizar una estimación de los costes de las diferentes actividades que integran la misión espacial.
- Diseño Estructural: El **ingeniero de estructuras** diseña la estructura soporte del satélite. Crea modelos *CAD* de cada componente y los ensambla constituyendo la geometría del satélite completo.

- Actitud y Control de Órbita (AOCS): el **ingeniero de control de órbita** se ocupa del sistema que permitirá al satélite controlar su posición y orientación durante la misión
- Propulsión: El **ingeniero de propulsión** es responsable del diseño de los motores que permitirán al satélite llevar a cabo las maniobras necesarias durante la misión.
- Comunicaciones: El **ingeniero de comunicaciones** es el encargado de diseñar un sistema que permita la comunicación entre el satélite y la estación en tierra.
- Gestión de Datos: El **ingeniero de gestión de datos** se ocupa del diseño de los equipos que el satélite incorpora a bordo para la obtención, interpretación y guardado de datos.
- Potencia: el **ingeniero eléctrico** se ocupa de diseñar el sistema de potencia del satélite analizando los requerimientos de cada uno de los subsistemas.
- Control Térmico: el **ingeniero de control térmico** es el responsable de garantizar que los componentes que constituyen el satélite permanecen dentro del rango de temperaturas adecuado.
- Instrumentos: el **ingeniero de instrumentación** es el responsable de todos los instrumentos científicos instalados a bordo del satélite.

Como se puede observar, aun estando en la fase de diseño preliminar el número de subsistemas que se tienen en cuenta es amplio y para coordinar todas las estaciones aparece la figura del **jefe de equipo**. El jefe de equipo es el responsable de coordinar todo el estudio de misión lo cual implica trabajar mano a mano con el cliente para definir el rango del estudio así como los objetivos de la misión. Durante cada estudio, el jefe de equipo organiza las sesiones de diseño, supervisa el trabajo de los miembros del grupo y coopera con el ingeniero de sistemas para asegurar la rápida convergencia del diseño.

3.5. Una instalación para el Instituto Universitario de Microgravedad “Ignacio Da Riva” (IDR/UPM)

El Instituto Universitario de Microgravedad “Ignacio Da Riva” de la Universidad Politécnica de Madrid (IDR/UPM) es un centro orientado a actividades de investigación, desarrollo y formación en las áreas de las ciencias y las tecnologías aeroespaciales. Las principales líneas de investigación de este instituto son dos: la **aerodinámica civil** y la **tecnología espacial**. La actividad espacial juega un papel muy relevante en el instituto que ha participado junto a la Agencia Espacial Europea en las misiones *Solar Orbiter* y *ExoMars* y actualmente se dedica al desarrollo del satélite de demostración tecnológica *UPM Sat-2*.

Actualmente el instituto posee una sala habilitada para funcionar como sala de diseño concurrente en el diseño de misiones futuras. En este proyecto se detalla el desarrollo del **módulo de propulsión y lanzamiento** para dicha instalación.

3.6. Referencias

- [1] *Space Mission Analysis and Design, Third Edition*. W. Larson, J. Wertz [1999]
- [2] *Concurrent Engineering for Mission Design in Different Cultures*. A. Ogawa [2001]
- [3] *Concurrent Design at Aerospace*. P. Smith et al. [2001]
- [4] *NASA Systems Engineering Handbook*. S. Kapurch [2010]
- [5] *Análisis de Cálculo de un Subsistema de Control Térmico de un Satélite Mediante Instalación de Ingeniería Concurrente*. Álvaro Román de Aragón. [2014]
- [6] http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Engineering_Technology/CDF
- [7] *CDF Info Pack 2015*. European Space Agency Unclassified Document. [2015]

4. Sistemas de Propulsión Espacial.

4.1. Propulsión espacial. Conceptos generales.

La Real Academia Española define la propulsión como “*la acción y efecto de propulsar*” mientras que propulsar, se concreta como “*impeler hacia adelante*”. Mediante la propulsión se busca, en definitiva, cambiar el estado de reposo o movimiento de un cuerpo, o lo que es lo mismo, una variación en su **cantidad de movimiento**, lo cual requiere el efecto de una fuerza que actúe sobre él.

La tercera ley de Newton establece la imposibilidad de que existan fuerzas aisladas sobre un cuerpo sino que éstas se presentan siempre en parejas de acción-reacción. A la vista de esto, y dado que la propulsión busca en esencia el cambio en el estado de movimiento de un cuerpo, es necesaria la presencia de al menos, un segundo cuerpo. El **propulsante**.

Para propulsar un cuerpo será necesario proporcionar energía al sistema para el cambio en el estado de movimiento sufrido por todos los cuerpos implicados, lo cual supone un exceso respecto a la estrictamente utilizada por el móvil de interés.

En el ámbito aeroespacial, los motores a reacción son los sistemas mayoritariamente encargados de proporcionar la fuerza propulsiva que requieren los vehículos. A la fuerza propulsiva se le denomina **empuje** y es el resultado de la reacción que se ejerce sobre el vehículo al expulsar el propulsante a gran velocidad por la parte posterior.

Se pueden distinguir dos tipos de motores a reacción en función de si la totalidad del propulsante forma parte inicialmente del vehículo o no:

- **Sistemas no-autónomos:** Son aquellos sistemas propulsivos que emplean el aire atmosférico como propulsante en el doble papel de oxidante, en un proceso de liberación de energía junto con un combustible, y de “segundo cuerpo” implicado en la aparición de la fuerza propulsiva.
- **Sistemas autónomos:** Estos vehículos transportan todos los agentes involucrados en el proceso de generación de la fuerza propulsiva (combustible y oxidante) sin necesitar la intervención de ningún agente externo.

Es evidente la principal ventaja que presentan los sistemas autónomos y es que, al incorporar a bordo todos los elementos necesarios para el proceso de propulsión, pueden utilizarse en cualquier ambiente. En el entorno espacial, donde los niveles de oxígeno son demasiado bajos para ser compatibles con los sistemas no-autónomos sino nulos, los sistemas de propulsión utilizados son los sistemas autónomos conocidos comúnmente como **motores cohete**. En la **Figura 17** se muestra un esquema de los elementos funcionales principales de un vehículo propulsado por un motor cohete.

Para entender de una forma más rigurosa el fenómeno de generación de empuje así como su definición en este tipo de motores, a continuación se procede a aplicar la ecuación de cantidad de movimiento de la mecánica de fluidos.

Considérese el movimiento de un vehículo, representado en la **Figura 18**, propulsado por un motor cohete que sigue una trayectoria con velocidad \vec{V} , respecto a un sistema de referencia inercial, mientras que el propulsante sale por la parte trasera con una velocidad \vec{V}_s **relativa al vehículo**.

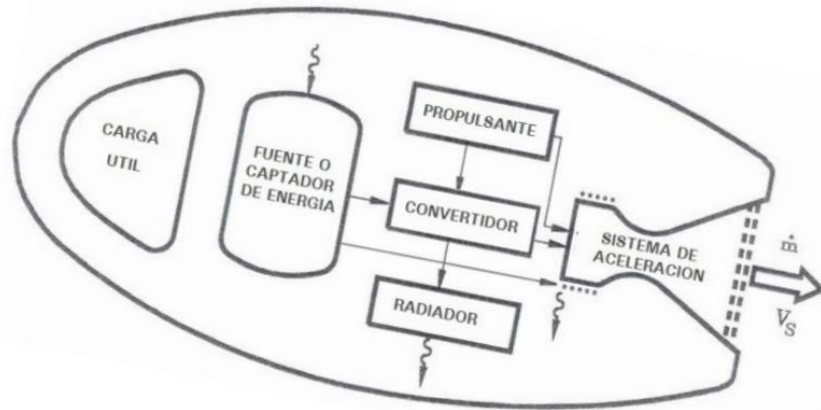


Figura 17 - Elementos funcionales de un vehículo propulsado por motor cohete [2]

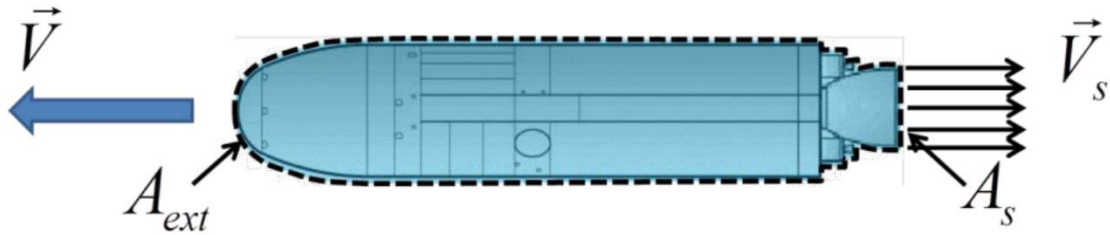


Figura 18 - Volumen de control para aplicar la ecuación de cantidad de movimiento [2]

El volumen de control está limitado por la superficie exterior del vehículo Ω , que es **impermeable** (en la figura A_{ext}) y por la superficie **permeable** de salida A_s por la cual es expulsado el propulsante. Aplicando la ecuación integral de cantidad de movimiento al volumen de control se tiene:

$$\frac{d}{dt} \int_{\Omega} \rho \vec{v} d\Omega + \int_A \rho \vec{v} (\vec{v}_r \cdot \vec{n}) dA = \int_A (-(p - p_a)I + \tau') \cdot \vec{n} dA + \vec{F}_{ext} \quad (4.1)$$

Donde:

- $\rho \rightarrow$ Densidad
- $\vec{v} \rightarrow$ Velocidad absoluta
- $\vec{v}_r \rightarrow$ Velocidad relativa
- $p \rightarrow$ Presión
- $p_a \rightarrow$ Presión ambiente

$\tau' \rightarrow$ Tensor de esfuerzos viscosos

$\vec{F}_{ext} \rightarrow$ Fuerzas exteriores

La fuerza de presión se ha referido a la presión ambiente ya que la resultante de fuerzas debidas a una presión uniforme sobre un volumen cerrado es nula, o lo que es lo mismo:

$$\oint p_a \vec{n} dA = 0 \quad (4.2)$$

En las fuerzas exteriores (\vec{F}_{ext}) se incluyen todas aquellas solicitaciones que no sean las fueras de presión y viscosas sobre el sistema.

El primer término de la ecuación (4.1) se puede escribir de la siguiente forma:

$$\frac{d}{dt} \int_{\Omega} \rho \vec{v} d\Omega = \frac{d}{dt} \int_{\Omega_{fija}} \rho \vec{V} d\Omega + \frac{d}{dt} \int_{\Omega_p} \rho (\vec{V} + \vec{V}_r) d\Omega \quad (4.3)$$

Para poder dar este paso se ha tenido en cuenta que la masa total del vehículo está compuesta por una masa fija (M_f) y una masa de propulsante (M_p) que fluye a velocidad \vec{V}_r relativa al sistema. Dado que la velocidad de vuelo no depende de la posición en el interior del volumen, la saco de la integral y desarrollando la derivada temporal se obtiene:

$$\frac{d}{dt} \int_{\Omega} \rho \vec{v} d\Omega = \vec{V} \frac{d}{dt} \int_{\Omega_p} \rho d\Omega + (M_f + M_p) \frac{d\vec{V}}{dt} + \frac{d}{dt} \int_{\Omega_p} \rho \vec{V}_r d\Omega \quad (4.4)$$

Asumiendo ahora que el motor funciona en **régimen permanente**, el último término de la ecuación (4.4) se puede suponer nulo prácticamente en la totalidad del volumen de propulsante, excepto en la superficie libre que registra el consumo de propulsante en el interior de los depósitos. No obstante, se asume:

$$\frac{d}{dt} \int \rho \vec{V}_r d\Omega \ll \int \rho \vec{V}_s (\vec{V}_s \cdot \vec{n}) dA \sim \dot{m} V_s \quad (4.5)$$

Ya que el primer término es de orden $\dot{m} V_r$ y, por continuidad, $V_r \ll V_s$. Cabe destacar el hecho de que este término sí será importante en situaciones no estacionarias como es el caso del arranque.

Pasando ahora al segundo término de la ecuación (4.1), éste se puede desglosar de forma similar:

$$\int_A \rho (\vec{V}_s + \vec{V}) (\vec{V}_s \cdot \vec{n}) dA = \int_{A_s} \rho \vec{V}_s (\vec{V}_s \cdot \vec{n}) dA + \int_{A_s} \rho (\vec{V}_s \cdot \vec{n}) dA \quad (4.6)$$

Obsérvese que la aplicación de la ecuación de continuidad ($\frac{d}{dt} \int_{\Omega} \rho d\Omega + \int_{A_s} \rho (\vec{V}_s \cdot \vec{n}) d\Omega = 0$) provoca la anulación del último término del segundo miembro de la ecuación (4.6) con el primer término del segundo miembro de la ecuación (4.4), lo que permite reescribir la ecuación de cantidad de movimiento de la siguiente forma:

$$M \frac{d\vec{V}}{dt} + \int_{A_s} \rho \vec{V}_s (\vec{V}_s \cdot \vec{n}) dA = \int_{A_{ext}+A_s} (-(p - p_a)I + \tau') \cdot \vec{n} dA + \vec{F}_{ext} \quad (4.7)$$

Introduciendo las fuerzas debidas a la gravedad ($M\vec{g}$) y definiendo la fuerza aerodinámica sobre el vehículo como la producida por las fuerzas de presión y fricción sobre la superficie externa:

$$\vec{F}_{aer} = \int_{A_{ext}} (-(p - p_a)I + \tau') \cdot \vec{n} dA \quad (4.8)$$

Se obtiene la siguiente expresión:

$$M \frac{d\vec{V}}{dt} = - \int_{A_s} \rho \vec{V}_s (\vec{V}_s \cdot \vec{n}) dA + \int_{A_s} (-(p - p_a)I + \tau') \cdot \vec{n} dA + \vec{F}_{aer} + \vec{F}_{ext} + M\vec{g} \quad (4.9)$$

Suponiendo que el movimiento en la salida tiene lugar a altos números de Reynolds basado en el diámetro de salida, los efectos viscosos quedarían limitados a una capa límite de pequeño espesor cerca de las paredes de la tobera y, por tanto, se desprecian frente a los convectivos:

$$\int_{A_s} \tau' \cdot \vec{n} dA \ll \int_{A_s} \rho \vec{V}_s (\vec{V}_s \cdot \vec{n}) dA \quad (4.10)$$

Definiendo el empuje como:

$$\vec{E} = - \left[\int_{A_s} \rho_s \vec{V}_s (\vec{V}_s \cdot \vec{n}) dA + \int_{A_s} (p_s - p_a) \cdot \vec{n} dA \right] \quad (4.11)$$

Inmediatamente, se obtiene la siguiente expresión para la ecuación (4.9):

$$M \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{E} + \vec{F}_{aer} + \vec{F}_{ext} + M\vec{g} \quad (4.12)$$

Que constituye la ecuación del movimiento del vehículo y se puede resumir diciendo que la masa instantánea multiplicada por la aceleración es igual a la suma de fuerzas sobre el vehículo.

4.2. Análisis de utilización.

En el sentido más amplio, los sistemas de propulsión espacial desempeñan **tres** papeles principales en una misión espacial:

- Colocar el satélite en una órbita intermedia (*parking orbit*) desde tierra.
- Transferirlo desde la órbita intermedia hasta la órbita final de operación.
- Aportar el empuje necesario para el control de actitud y las correcciones de órbita necesarias.

Estos requerimientos se detallan más en la **Tabla 2** que se muestra a continuación.

Tabla 2 - Requerimientos típicos para los sistemas propulsivos [1]

Propulsion Function	Typical Requirement
Orbit transfer to GEO (orbit insertion) <ul style="list-style-type: none"> • Perigee burn • Apogee burn 	2,400 m/s 1,500 (low inclination) to 1,800 m/s (high inclination)
Initial spinup	1 to 60 rpm
LEO to higher orbit raising ΔV <ul style="list-style-type: none"> • Drag-makeup ΔV • Controlled-reentry ΔV 	60 to 1,500 m/s 60 to 500 m/s 120 to 150 m/s
Acceleration to escape velocity from LEO parking orbit	3,600 to 4,000 m/s into planetary trajectory
On-orbit operations (orbit maintenance) <ul style="list-style-type: none"> • Despin • Spin control • Orbit correction ΔV • East-West stationkeeping ΔV • North-South stationkeeping ΔV • Survivability or evasive maneuvers (highly variable) ΔV 	60 to 0 rpm ± 1 to ± 5 rpm 15 to 75 m/s per year 3 to 6 m/s per year 45 to 55 m/s per year 150 to 4,600 m/s
Attitude control <ul style="list-style-type: none"> • Acquisition of Sun, Earth, Star • On-orbit normal mode control with 3-axis stabilization, limit cycle • Precession control (spinners only) • Momentum management (wheel unloading) • 3-axis control during ΔV 	3–10% of total propellant mass Low total impulse, typically <5,000 N·s, 1 K to 10 K pulses, 0.01 to 5.0 sec pulse width 100 K to 200 K pulses, minimum impulse bit of 0.01 N·s, 0.01 to 0.25 sec pulse width Low total impulse, typically <7,000 N·s, 1 K to 10 K pulses, 0.02 to 0.20 sec pulse width 5 to 10 pulse trains every few days, 0.02 to 0.10 sec pulse width On/off pulsing, 10 K to 100 K pulses, 0.05 to 0.20 sec pulse width

La amplia variedad que existe dentro los motores cohete (propulsante sólido, líquido, propulsión eléctrica, etc.), así como las diferencias en coste, peso y rendimiento entre ellos hace que no sea inmediata la elección de uno u otro para cada uno de los diversos requerimientos mostrados arriba.

Lo que se pretende en este apartado es presentar algunas herramientas básicas, comunes a la gran mayoría de motores cohete, que permitirán tomar decisiones acertadas sobre qué sistemas elegir y qué diseños conducen a soluciones adecuadas en función del parámetro que se desee optimizar.

En primer lugar, se obtendrá una expresión para el empuje más sencilla mediante la aplicación de ciertas hipótesis simplificadoras sobre la ecuación (4.11) previamente obtenida. De esta forma, considerando propiedades uniformes en la sección de salida y que ésta es plana y perpendicular a los vectores velocidad, el empuje se puede expresar de la siguiente manera:

$$E = \dot{m}V_s + A_s(p_s - p_a) \quad (4.13)$$

Así obtenemos la forma escalar del empuje que se usará habitualmente y para la que, en caso de tener en cuenta efectos no-unidimensionales, se deberán utilizar correcciones adecuadas dependiendo del fenómeno a considerar.

Otro parámetro importante de los sistemas de propulsión es su **impulso específico**. El impulso específico se define como el cociente entre el empuje del motor y el gasto másico de propulsante, es decir:

$$I_{sp} = E/\dot{m} \quad (4.14)$$

Es una variable intensiva directamente relacionada con las actuaciones del motor y la unidad de medida es la correspondiente a velocidad [m/s].

En la literatura especializada es muy común encontrarse otro parámetro para caracterizar las actuaciones del sistema propulsivo, el **impulso**². Éste se define como el empuje dividido por el peso de propulsante empleado por unidad de tiempo.

$$I = E/(\dot{m}g_0) \quad (4.15)$$

Donde $g_0 \cong 9.80665 \text{ m/s}^2$ es el valor de la intensidad del campo gravitatorio a nivel del mar. Como se puede ver fácilmente, $I = I_{sp}/g_0$ y por tanto es inmediato concluir que la unidad de medida en el Sistema Internacional es el segundo [s].

Por último, es trivial aunque a la vez muy interesante ver la relación entre el impulso específico y la velocidad de salida de los gases de escape.

² En muchos libros y artículos utilizan el término *impulso específico* para referirse al *impulso* aunque no sea muy riguroso.

$$I_{sp} = V_s + \frac{(p_s - p_a)A_s}{\dot{m}} \quad (4.16)$$

Incorporando a la expresión anterior la definición del número de Mach y expandiendo el gasto másico a la salida como $\dot{m} = \rho_s V_s A_s$, se llega a la siguiente expresión:

$$I_{sp} = V_s \left\{ 1 + \frac{1 - (p_a/p_s)}{\gamma M_s^2} \right\} \quad (4.17)$$

Dado que en vuelo atmosférico, la presión de salida es próxima a la ambiente y el número de Mach de salida es alto, tanto más en misiones espaciales, resulta que $I_{sp} \sim V_s$, y es una medida adecuada a la hora de estimarlo.

Como se ha expresado anteriormente, el impulso específico será un parámetro fundamental a la hora de seleccionar uno u otro tipo de sistema propulsivo, ya que se puede relacionar directamente con el requerimiento de la maniobra y con la masa de propulsante necesaria para llevarla a cabo a través de lo que se conoce como **la ecuación del cohete**³.

Considérese un vehículo que asciende en presencia de un campo gravitatorio y formando un ángulo γ con la vertical.

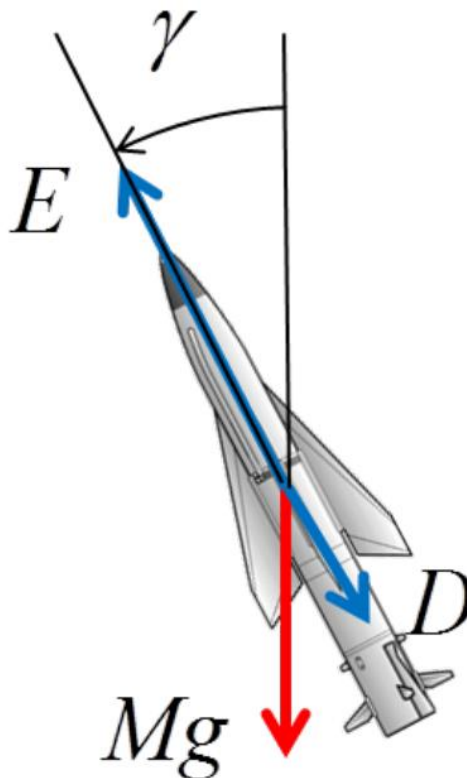


Figura 19 - Diagrama de fuerzas sobre un motor cohete en vuelo atmosférico [2]

³ La ecuación del cohete fue desarrollada a finales del siglo XVIII y publicada por primera vez por Konstantin Tsiolkovsky [1903], un profesor ruso que fue el primero en desarrollar gran parte de la teoría de la astronáutica moderna y considerado el padre de la astronáutica teórica.

Aplicando sobre el sistema el balance de fuerzas clásico de la mecánica del vuelo (sin viento) se obtiene lo siguiente:

$$M \frac{dV}{dt} = E - D - Mg \cos \gamma \quad (4.18)$$

Siendo M la masa instantánea del vehículo, E el empuje, D la resistencia aerodinámica y V la velocidad a la que se mueve el vehículo. Introduciendo la definición de impulso específico y reordenando adecuadamente llegamos a la siguiente expresión:

$$dV + \frac{D}{M} dt + g \cos(\gamma) dt = -I_{sp} \frac{dM}{M} \quad (4.19)$$

Integrando desde el instante inicial ($t_i = 0$) hasta el instante final ($t_f = t_b$)

$$\Delta V_v + \Delta V_a + \Delta V_g = I_{sp} \cdot \ln \left(\frac{M_i}{M_f} \right) \quad (4.20)$$

Y por último, englobando todos los términos en un solo **incremento de velocidad efectivo**, se obtiene la formulación clásica de la ecuación del cohete

$$\Delta V = I_{sp} \cdot \ln \left(\frac{M_i}{M_f} \right) \quad (4.21)$$

Ésta es una de las ecuaciones más importantes que nos permitirán establecer una correlación entre las actuaciones del vehículo y las características del sistema de propulsión.

Es importante ver que lo englobado en el término de incremento de velocidad efectivo incluye el efecto de la gravedad y de la resistencia aerodinámica, con lo cual, el incremento de velocidad conseguible para la maniobra (ΔV_v) será algo menor. Para el caso del entorno espacial éstas pérdidas no serán excesivamente notorias pero para vehículos lanzadores pueden alcanzar valores de 1500-2000 m/s.

Habitualmente, las misiones quedan definidas por su incremento de velocidad. No obstante, hay misiones donde un parámetro que las caracteriza mejor es el nivel de empuje empleado y el tiempo de funcionamiento, es decir, el **impulso total**.

$$I_t = \int_{t_b} E dt \quad (4.22)$$

El impulso total es la integral del empuje a lo largo del tiempo de funcionamiento del motor. Además, está relacionado directamente con el impulso específico.

$$I_t = \langle I_{sp} \rangle M_p \quad (4.23)$$

Siendo $\langle I_{sp} \rangle$ el valor medio del impulso específico durante la misión (en caso de que no sea constante). El impulso total define las características propulsivas del sistema, pues depende del impulso específico y de la cantidad de propulsante empleado.

4.3. Motor cohete ideal.

Los procesos físicos y químicos que ocurren en un motor cohete durante su funcionamiento son muy diversos y altamente complejos. Entre ellos destacan las complicadas reacciones químicas que se suceden durante la combustión, el comportamiento del flujo de los gases de escape a medida que se forman en el frente de combustión, viajan a través de la cámara y salen por la tobera trasera o la interacción entre los gases de escape y las partículas condensadas. Las características más importantes de los procesos fluidodinámicos que se producen en el interior del motor se recogen a continuación:

- Flujo no estacionario.
- Flujo tridimensional.
- Mezcla reactante.
- Flujo viscoso.
- Flujo turbulento.
- Flujo heterogéneo (gas, líquido, sólido).
- Flujo diabático con efectos de radiación.

El análisis de estos fenómenos es importante en fases avanzadas de diseño del motor y se recoge una breve introducción a estos efectos reales en el **Anexo 1**. No obstante, para un diseño preliminar de estos sistemas propulsivos se recurre al modelo conocido como **motor cohete ideal**. Este modelo se aplica a motores térmicos (ver *tipos de motores cohete*) en los que el sistema de aceleración es fluidodinámico mediante una tobera convergente-divergente.

Los objetivos del modelo son los siguientes:

- Identificar y analizar los procesos que tienen lugar en el sistema.
- Identificar las variables de diseño más relevantes.
- Obtener la influencia de estas variables de diseño.
- Calcular las actuaciones del motor.
- Obtener diseños preliminares.

Para el análisis se dividirá el motor en dos partes: **Cámara de combustión y tobera**. La cámara de combustión es el elemento donde los propulsantes reaccionan liberando una gran cantidad de energía y generando gases calientes que pasan posteriormente a la tobera.

Para resolver la combustión en la cámara, se usan modelos de combustión simples como son el **modelo de combustión completa** o el modelo de **composición de equilibrio**. En el **Anexo 2** se detallan estos métodos junto con un ejemplo sencillo. La resolución de este problema es una tarea ardua debido a la gran complejidad que

presentan los propulsores utilizados y por ello existen complejas herramientas informáticas dedicadas a resolverlo (CEA, GuiPep, etc.). Una vez resuelta la cámara de combustión, se tendrán las magnitudes de remanso (T_c , P_c) y la composición de la mezcla (M_m , γ).

Cuando se desencadena el proceso de combustión, la recombinación y encadenamiento de las transformaciones químicas conduce, si se permite un lapso de tiempo suficiente, a que se alcancen las condiciones de **equilibrio químico**, obteniéndose una composición de equilibrio estable que se mantienen mientras no cambien las condiciones de presión y temperatura. El proceso de expansión que se origina en el convergente de la tobera desencadena el desplazamiento del equilibrio al cambiar estas condiciones de presión y temperatura. Que se alcance localmente la composición de equilibrio depende de la relación entre el **tiempo de residencia** $\left(\frac{1}{\tau_r} \sim \frac{V_c}{L_c} = \frac{M\sqrt{\gamma RT}}{D_g}\right)$ y el **tiempo químico** $\left(\frac{1}{\tau_q} \sim A_q e^{-\frac{E_a}{RT}}\right)$

El tiempo de residencia es alto a la salida de la cámara de combustión ya que el fluido ingresa a régimen subsónico en el convergente de la tobera. Éste se irá acortando a medida que aumenta la velocidad, alcanzando valores realmente cortos (del orden del milisegundo) aguas debajo de la garganta.

Por su parte, el tiempo químico estará controlado por la reacción de recombinación más lenta del sistema de cinética química, que se puede expresar mediante una relación de tipo Arrhenius, en la que la disminución de la temperatura a lo largo de la tobera va alargando este tiempo químico.

La relación entre estas dos magnitudes controlará si el flujo está **en equilibrio local** ($\tau_q \ll \tau_r$), y va evolucionando a medida que avanza por la tobera, o **congelado** ($\tau_r \ll \tau_q$), pudiendo considerar que las magnitudes termodinámicas se mantienen a lo largo de la expansión.

Para el estudio de la expansión en la tobera, se tomará como hipótesis el caso de **flujo congelado**, además de las que se presentan a continuación:

- Funcionamiento del motor estacionario (régimen permanente).
- Flujo axil-simétrico e irrotacional.
- Flujo unidimensional.
- Mezcla perfecta de gases perfectos.
- La expansión se considera **isentrópica** puesto que no existen discontinuidades (ondas de choque) y se desprecia el flujo de calor en las paredes (flujo adiabático) así como el efecto de la viscosidad.
- La velocidad, presión y temperatura son uniformes en secciones transversales al eje de la tobera.

Condiciones bajo las cuales **se conservan las propiedades de remanso** del flujo. Aplicando las ecuaciones de la mecánica de fluidos en forma diferencial sobre el conducto de sección variable de la **Figura 20** con las hipótesis anteriores:

1. Continuidad:

$$-\rho VA + (\rho + d\rho)(V + dV)(A + dA) = 0 \quad (4.24)$$

$$d(\rho VA) = 0 \quad (4.25)$$

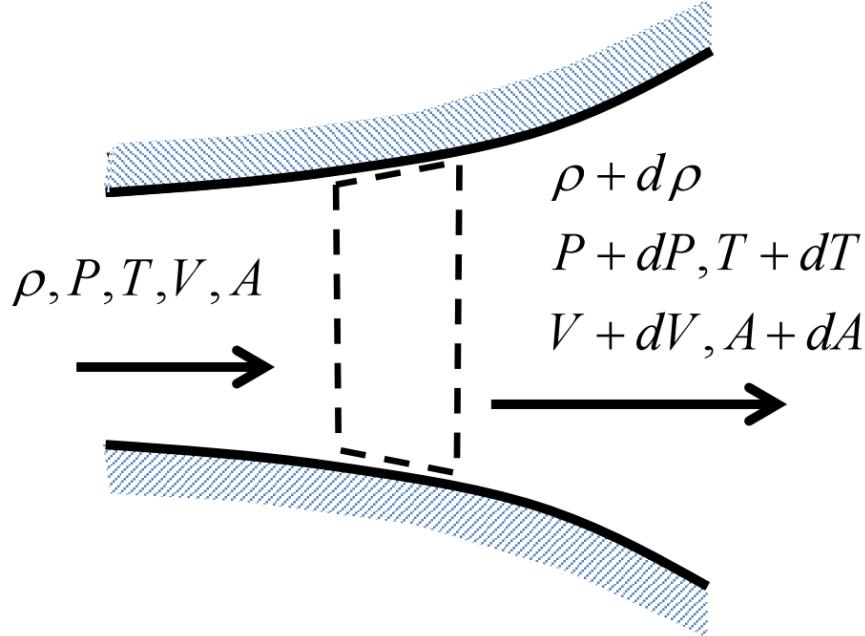


Figura 20 - Volumen de control [3]

2. Cantidad de movimiento:

$$-\rho V^2 A + (\rho VA)(V + dV) = PA - (P + dP)(A + dA) + PdA \quad (4.26)$$

$$VdV + dP/\rho = 0 \quad (4.27)$$

3. Energía:

$$dh_t \approx d\left(c_p T + \frac{1}{2} V^2\right) = 0 \quad (4.28)$$

$$c_p dT + VdV = 0 \quad (4.29)$$

Combinando las ecuaciones (4.27) y (4.29) y haciendo uso de la ecuación de estado ($P/\rho = RT$) se llega fácilmente a la siguiente expresión:

$$dP \frac{RT}{P} = c_p dT \rightarrow \frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{dP}{P} = \frac{dT}{T} = (\gamma - 1) \frac{d\rho}{\rho} \quad (4.30)$$

Que integrando entre los estados “1” y “2” resulta

$$\left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{\rho_2}{\rho_1}\right)^{\gamma-1} \quad (4.31)$$

Y mediante la definición de la temperatura de remanso $\left(\frac{T_c}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)$, se obtienen las expresiones que relacionan las condiciones de remanso (condiciones en cámara) y las condiciones en cualquier otro punto de la tobera:

$$\frac{P_c}{P} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (4.32)$$

$$\frac{\rho_c}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (4.33)$$

Como por ejemplo, en la **garganta** ($M^* = 1$)

$$P^* = \frac{P_c}{\left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (4.34)$$

$$\rho^* = \frac{\rho_c}{\left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}} \quad (4.35)$$

$$T^* = \frac{2T_c}{\gamma+1} \quad (4.36)$$

$$V^* = \sqrt{\gamma R T^*} \quad (4.37)$$

Donde $R = R_u/M_m$, siendo R_u la constante universal de los gases ideales

En la resolución clásica del problema de la tobera, es usual utilizar la relación de áreas de un determinado punto de la misma (ε) como coordenada longitudinal para definir esa sección. Es un parámetro muy cómodo ya que existe una relación matemática entre la relación de áreas y la relación de presiones en cada sección de la tobera quedando así completamente definida:

$$\varepsilon = \frac{A}{A^*} = \frac{\Gamma(\gamma)}{\left(P/P_c\right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(P/P_c\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}} \quad (4.38)$$

Donde:

$$\Gamma(\gamma) = \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (4.39)$$

De esta forma, conocida el área de una sección de la tobera relacionándola con el área de la garganta, se puede iterar la ecuación (4.38) para obtener la presión y con esto sacar el resto de magnitudes de la sección (Mach, temperatura, densidad, etc.).

La resolución de la ecuación (4.38) se muestra en la **Figura 21**. Es interesante ver cómo para cada valor de la relación de áreas existen dos soluciones posibles: una para la rama subsónica y otra para la rama supersónica de la tobera. A la hora de resolver, habrá que tomar aquella que corresponda a la parte en la que estemos trabajando.

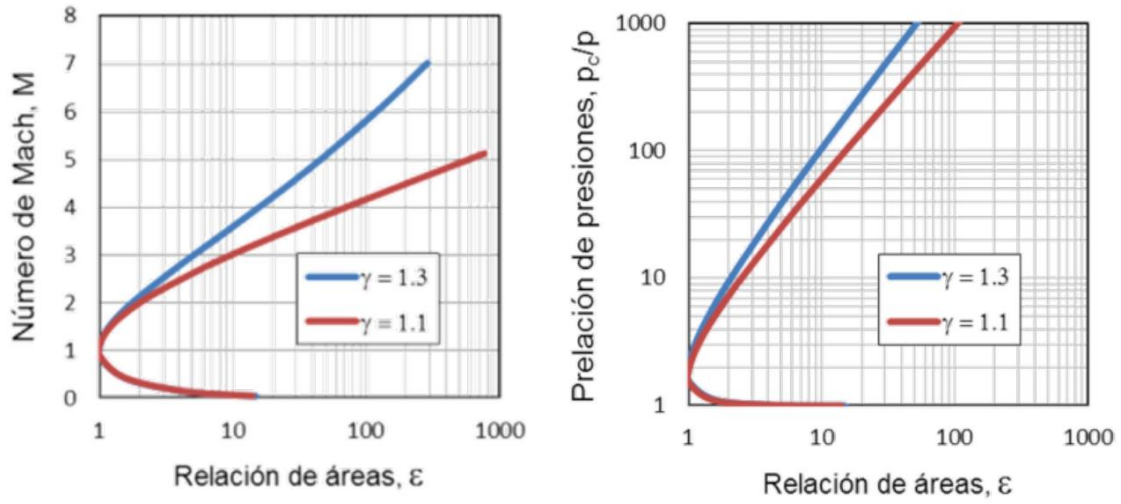


Figura 21 - Resolución de la ecuación (4.38) para distintos valores de la relación de áreas [2]

Resolviendo la ecuación (4.38) para el área de salida ($\varepsilon = A_s/A^*$) se obtiene la relación de presiones a la salida, P_s/P_c , y con ello, es trivial obtener el resto de magnitudes en la sección de salida:

$$M_s = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \frac{\left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}{\left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}} \quad (4.40)$$

$$V_s = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} R T_c \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (4.41)$$

$$T_s = \frac{T_c}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_s^2} \quad (4.42)$$

$$\rho_s = \frac{\rho}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_s^2\right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}} \quad (4.43)$$

Además de estas magnitudes que caracterizan el flujo, una parte aún más importante si cabe del el proceso de resolución de la tobera es la obtención los parámetros que definirán las características propulsivas del motor.

- Velocidad Característica (c^*)

El parámetro de velocidad característica se puede utilizar para comparar diferentes diseños, configuraciones y propulsores en motores cohete de propulsante químico. Su definición es:

$$c^* = \frac{P_c A^*}{\dot{m}} \quad (4.44)$$

Haciendo uso de la hipótesis de evolución isentrópica hasta la garganta y condiciones uniformes en esta

$$c^* = \frac{P_c A^*}{\dot{m}} = \frac{P_c A^*}{\rho^* V^* A^*} = \frac{RT^*}{P^*} \frac{P_c A^*}{\sqrt{\gamma RT^* A^*}} = \frac{P_c}{P^*} \sqrt{\frac{T^*}{T_c}} \frac{\sqrt{RT_c}}{\sqrt{\gamma}} \rightarrow c^* = \frac{\sqrt{RT_c}}{\Gamma(\gamma)} \quad (4.45)$$

- Coeficiente de Empuje (C_E)

El coeficiente de empuje se define como el empuje dividido por el producto de la presión de cámara y el área en la garganta.

$$C_E = \frac{E}{P_c A^*} \quad (4.46)$$

Recordando la definición de empuje (ecuación (4.13)), usando la ecuación (4.41), e introduciendo el rendimiento de la tobera, se puede expresar este empuje adimensional en función de la relación de presiones a la salida (P_e/P_c).

$$C_E = \eta_t \left[\Gamma(\gamma) \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} \left(1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right)} + \varepsilon \left(\frac{P_s}{P_c} - \frac{P_a}{P_c} \right) \right] \quad (4.47)$$

En la expresión anterior se puede ver como al aumentar la relación de presiones a la salida, disminuye el primer término de la ecuación mientras que el segundo aumenta. Para buscar el óptimo respecto a la relación de presiones es más fácil utilizar la expresión original del empuje que derivar la expresión (4.47).

$$E = \dot{m}V_s + A_s(p_s - p_a) \quad (4.48)$$

$$\delta E = \dot{m}\delta V_s + \delta A_s(p_s - p_a) + A_s\delta P_s \quad (4.49)$$

$$Ec. de continuidad \rightarrow \dot{m}\delta V_s + A_s\delta P_s = A_s\rho_s(V_s\delta V_s + \delta P_s/\rho_s) = 0 \quad (4.50)$$

$$\delta E = 0 \rightarrow \delta A_s(p_s - p_a) = 0 \rightarrow p_s = p_a \quad (4.51)$$

El empuje es máximo cuando la tobera está adaptada.

- Impulso Específico (I_{sp})

Basándonos en la definición del impulso específico (ecuación 4.14) y aplicando las ecuaciones (4.44) y (4.46), se llega a la siguiente expresión para el impulso específico del motor cohete:

$$I_{sp} = c^* C_E \quad (4.52)$$

Que desarrollando queda así:

$$I_{sp} = \eta_t \left[\frac{\sqrt{RT_c}}{\Gamma(\gamma)} \left(\Gamma(\gamma) \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left(1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} + \varepsilon \left(\frac{P_s}{P_c} - \frac{P_a}{P_c} \right) \right) \right] \quad (4.53)$$

- Impulso Total (I_T)

El impulso (definido en la ecuación (4.22)) indica el incremento global de cantidad de movimiento que experimenta el vehículo durante la fase propulsada de vuelo. Considerando que el vuelo se produce entre dos alturas h_1 y h_2 a una velocidad ascensional $V_{(t)}$ conocida durante un tiempo de vuelo t_b , el impulso total se puede expresar ahora de la siguiente forma:

$$I_T = \eta_t \left\{ P_c A^* \int_{h_1}^{h_2} \left[\Gamma(\gamma) \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left(1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} + \varepsilon \left(\frac{P_s}{P_c} - \frac{P_a}{P_c} \right) \right] \frac{dh}{V} \right\} \quad (4.54)$$

Y operando, se obtiene una expresión en la que se define una presión ambiente ponderada a lo largo de la trayectoria que permite evaluar el impulso total con una expresión similar a la que se obtendría en operación a la altura correspondiente a esa presión ambiente.

$$I_T = \eta_t \left\{ P_c A^* t_b \left[\Gamma(\gamma) \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left(1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} + \varepsilon \left(\frac{P_s}{P_c} - \frac{\bar{P}_a}{P_c} \right) \right] \right\} \quad (4.55)$$

Donde:

$$\bar{P}_a = \frac{1}{t_b} \int_{t_b} P_a dt = \frac{V_{media}}{h_2 - h_1} \int_{h_1}^{h_2} P_a(h) \frac{dh}{V} \quad (4.56)$$

$$V_{media} = \frac{h_2 - h_1}{t_b} \quad (4.57)$$

4.4. Tipos de motores cohete.

Como ya se ha dicho anteriormente, la variedad que hoy en día existe en el campo de los motores cohete es muy grande dando lugar a múltiples soluciones posibles para un determinado requerimiento.

Actualmente, los sistemas de propulsión espacial disponibles se pueden agrupar de la siguiente manera:

- Propulsión por gas frío (*Cold Gas Propulsion*)
- Motores cohete térmicos
 - Termoquímicos
 - Termonucleares
 - Termoeléctricos
- Propulsión eléctrica
 - Motores cohete electrostáticos
 - Motores cohete electromagnéticos

Naturalmente, el grado de desarrollo tecnológico no es el mismo para cada uno de los sistemas previos. Mientras que los motores termoquímicos están muy desarrollados y han sido utilizados con éxito en una enorme cantidad de misiones espaciales, otros como los termonucleares aún están en fase experimental pudiendo llegar a ser viables algún día.

Los sistemas propulsivos que se usan hoy en día para las misiones espaciales típicas son los motores de **gas frío**, **motores termoquímicos** (sólido, líquido e híbrido) y **electrostáticos**. En la **Figura 22** se recogen las principales capacidades de estos sistemas así como sus usos potenciales.

Propulsion Technology	Orbit Insertion		Orbit Maintenance and Maneuvering	Attitude Control	Typical Steady State I_{sp} (s)
	Perigee	Apogee			
<i>Cold Gas</i>			✓	✓	30–70
<i>Solid</i>	✓	✓			280–300
<i>Liquid</i>					
Monopropellant			✓	✓	220–240
Bipropellant	✓	✓	✓	✓	305–310
Dual mode	✓	✓	✓	✓	313–322
Hybrid	✓	✓	✓		250–340
<i>Electric</i>		✓	✓		300–3,000

Figura 22 - Principales usos para los sistemas de propulsión espacial [1]

Para comprender mejor cada uno de los sistemas, a continuación se detalla el funcionamiento y las principales características de los tipos de motor cohete más representativos.

4.4.1. Propulsión por gas frío

Este tipo de motores constituyen la forma de propulsión autónoma más sencilla que existe ya que consisten, básicamente, en un flujo controlado de gas presurizado que se expande en pequeñas toberas sin necesidad de un proceso de combustión. En la **Figura 23** se muestra un esquema de este tipo de sistemas propulsivos.

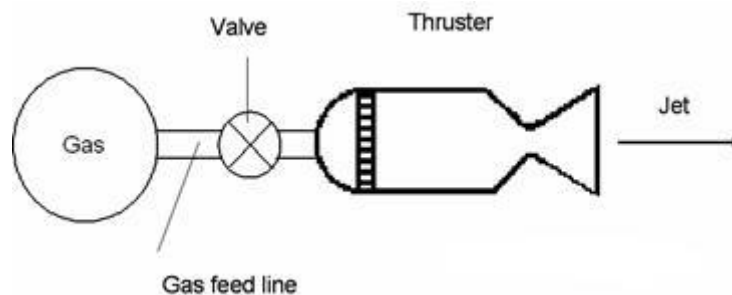


Figura 23 - Sistema propulsivo por gas frío [8]

En los sistemas propulsivos por gas frío, el empuje es generado por la expansión del gas a alta presión en una tobera previo paso por una válvula electromecánica. La tobera acelera el gas mientras que la válvula abre o cierra el paso y regula la presión del flujo manteniendo la presión constante a la salida.

En cuanto al gas, cualquiera puede ser utilizado aunque en la práctica, el **nitrógeno** (N_2) y el **helio** (He) son los mayoritariamente usados. Esto se debe a que ambos son altamente inertes (no reaccionan) y tienen una masa molecular razonablemente baja.

En concordancia con su sencillez, son sistemas que no utilizan turbo-bombas para presurizar el gas. Éste se almacena en un depósito a alta presión que se va descargando mientras el motor funciona (*Blowdown system*). En estos sistemas, la alta presión en los depósitos se consigue añadiendo una cantidad de gas (N_2 o He) en el propio depósito que hará las veces de elemento presurizador. En este caso, dado que el propulsante es el mismo gas, se añade una cantidad de propulsante adicional que no se llegará a utilizar y cuya misión será presurizar.

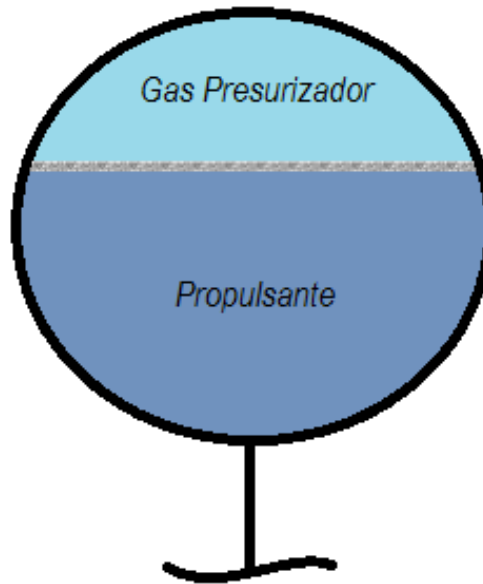


Figura 24 - Esquema del depósito

Los motores cohete de gas frío son típicamente usados para control de actitud y maniobras de giro y orientación de satélite, es decir, son sistemas de tipo *Low duty cycle* que funcionan de forma intermitente a base de pulsos cortos cuya duración frente al tiempo entre dos pulsos es muy pequeño. Con esta hipótesis se puede suponer **descarga isoterma**.

Suponiendo que la masa de gas presurizador es una fracción “X” de la masa de propulsante (típicamente $X = 0.25$) y aplicando la ecuación de los gases ideales al depósito completo, se obtiene la relación entre la presión final y la presión inicial en el depósito:

$$\text{Estado inicial} \rightarrow P_0 V = \frac{m_0}{M} \cdot R_u T = \frac{m_p(1 + X)}{M} \cdot R_u T \quad (4.58)$$

$$\text{Estado final} \rightarrow P_f V = \frac{m_f}{M} \cdot R_u T = \frac{m_p X}{M} \cdot R_u T \quad (4.59)$$

Dividiendo la ecuación (4.59) entre la ecuación (4.58):

$$\frac{P_0}{P_f} = \frac{(1 + X)}{X} \cong 5 \quad (4.60)$$

Donde la presión final (P_f) será $P_f = P_c(1 + \alpha)$, siendo α un factor que engloba las pérdidas en los conductos y el salto mínimo en la válvula para mantener constante la presión a la salida de la misma.

Suponiendo depósito esférico, se puede obtener fácilmente el espesor (t_{esf}) y la masa del mismo (m_{wall}) conociendo su volumen (V) y la presión máxima que debe soportar (P_{max}).

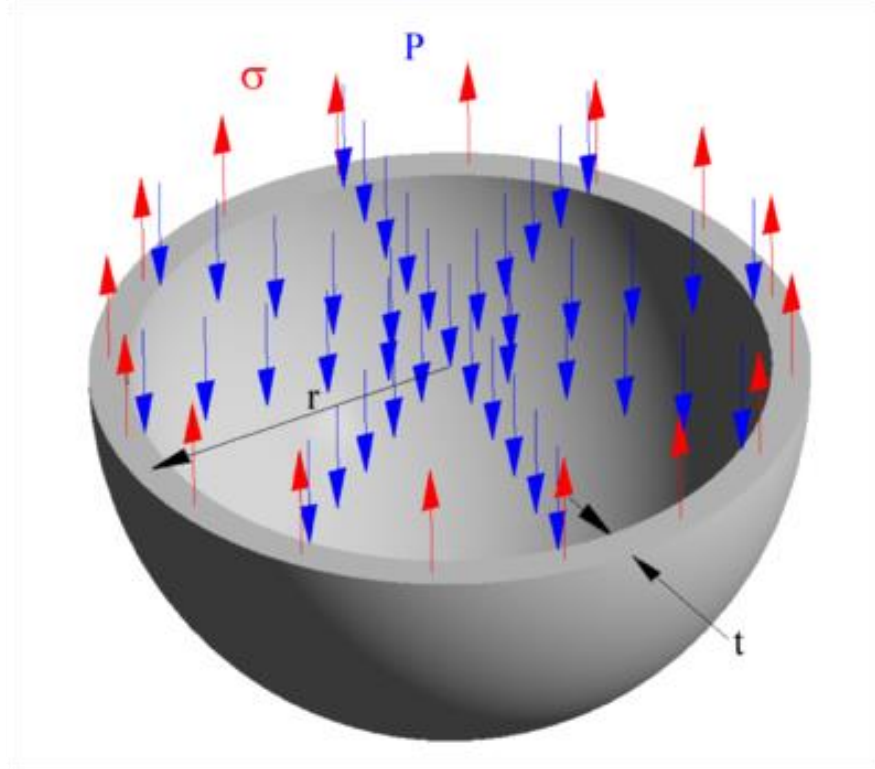


Figura 25 - Distribución de esfuerzos en un depósito esférico [27]

Asumiendo $t \ll R$, se obtiene la siguiente expresión:

$$P_{max} \cdot \pi R^2 = 2\pi R t_{esf} \cdot \sigma \quad (4.61)$$

$$t_{esf} = \frac{P_{max} R}{2\sigma} \quad (4.62)$$

Siendo $P_{max} = SF \cdot P_0$ (incluyendo así un factor de seguridad) y σ el esfuerzo último que soporta el material del que está fabricado el depósito. En la **Tabla 3** se recogen los principales materiales usados en la fabricación de depósitos así como sus principales características mecánicas.

La expresión que nos permitirá calcular la masa del depósito:

$$m_{wall} = \rho_{wall} \cdot V \cong \rho_{wall} \cdot 4\pi R^2 t_{esf} \quad (4.63)$$

Tabla 3 - Propiedades de diseño para distintos materiales [1]

Material Alloy and Form	ρ 10^3 kg/m^3 (lb/in ³)	F_{tu} 10^6 N/m^2 (10^3 lb/in^2)	F_{cy} 10^6 N/m^2 (10^3 lb/in^2)	E 10^9 N/m^2 (10^6 lb/in^2)	e %	α $10^{-6}/^\circ\text{C}$ ($10^{-6}/^\circ\text{F}$)
<i>Aluminum</i>						
2219-T851 1" Plate	2.85 (0.103)	420 (61)	320 (47)	72 (10.5)	7	22.1 (12.3)
6061-T6 Bar	2.71 (0.098)	290 (42)	240 (35)	68 (9.9)	10	22.9 (12.7)
7075-T73 Sheet	2.80 (0.101)	460 (67)	380 (55)	71 (10.3)	8	22.1 (12.3)
<i>Steel</i>						
17-4PH H1150z Bar	7.86 (0.284)	860 (125)	620 (90)	196 (28.5)	16	11.2 (6.2)
<i>Heat-Res. Alloy</i>						
A-286 2" Bar	7.94 (0.287)	970 (140)	660 (95)	201 (29.1)	12	16.2 (9.0)
Inconel 718 4" Bar	8.22 (0.297)	1280 (185)	1,080 (156)	203 (29.4)	12	12.2 (6.8)
<i>Magnesium</i>						
AZ31B H24 Sheet	1.77 (0.064)	270 (39)	165 (24)	45 (6.5)	6	25.4 (14.1)
<i>Titanium</i>						
Ti-6Al-4V Annealed Plate	4.43 (0.160)	900 (130)	855 (124)	110 (16.0)	10	8.8 (4.9)
<i>Beryllium</i>						
AMS 7906 Bar	1.85 (0.067)	320 (47)	—	290 (42)	2	11.5 (6.4)

ρ = Density

F_{tu} = Allowable Tensile Ultimate Stress, the highest uni-axial tensile stress a material can sustain before rupturing.

F_{cy} = Allowable Compressive Yield Stress, the compressive stress that causes a permanent deformation of 0.2% of the specimen's length.

E = Young's Modulus, a.k.a. Modulus of Elasticity, the ratio of stress to strain (length change divided by original length) in the linear elastic range (see Sec. 11.6.6).

e = Elongation, a measure of ductility, equal to the percentage change in length caused by plastic deformation prior to rupture.

α = Coefficient of Thermal Expansion, a measure of strain per degree temperature change. Values shown for α are at room temperature.

En estos motores, una parte importante de la masa del sistema será la del depósito debido al grosor necesario para soportar la elevada presión a la que se almacena el gas. En estos casos la masa del depósito es de, aproximadamente, un 35% de la masa total del sistema.

Debido a su relativa simplicidad, los motores de gas frío presentan una **mayor fiabilidad** y un **menor coste** respecto a los sistemas termoquímicos además de que no existe riesgo de sobrecalentamiento, aunque por otro lado, una desventaja fundamental es su escaso nivel de impulso (68 s frente a los 450 s que llega a alcanzar un motor cohete de propulsante líquido) lo cual hace que la masa de propulsante necesaria para alcanzar un determinado impulso total sea muy grande.

Al usar helio en lugar de nitrógeno, se puede disminuir la masa de propulsante en un factor de 4.5 aproximadamente (raíz cuadrada de la relación entre la masa molar de nitrógeno y la del helio) pero a costa de incrementar el volumen o la presión de almacenamiento (en torno a un factor de 7) lo que supondrá un aumento del coste.

Las aplicaciones de estos sistemas se reducen a misiones donde el empuje o el impulso total son bajos (control de actitud, maniobras y mantenimiento de órbita, etc.). Una aplicación típica son las mochilas propulsoras que emplean los astronautas de la ISS. Por otra parte, el desarrollo de los microsátélites y los nanosatélites durante estos últimos años (satélites cuya masa es menor de 100 y 10 kg respectivamente) está provocando un auge en el desarrollo y mejora de este tipo de sistemas.

Algunos *thrusters* existentes actualmente así como sus características se recogen en la **Tabla 4**. La temperatura de operación de se mueve entre los -20°C y los 50°C y en cuanto al coste, un solo *thruster* incluyendo su documentación tiene un precio aproximado de 25000\$. Para mayor cantidad de unidades, se pueden obtener notables reducciones de precio.

Tabla 4 - Thrusters de gas frío existentes y sus características [9]

Engine	Manuf.	Vac. Thrust [N]	Specific Impulse [s]	Cycle Life [-]	Engine Mass [kg]	Inlet Pressure [bar]	Input Power [Watt]	Voltage Range [Volt]	Envelope ⁴ [mm]
CGT20	Bradford	55e-3 ³	77	-	-	-	-	-	-
	DASA	0,02	67	1.000.000	0,120	7,0	5	-	64 (l)
	Sterer	1 ²	68	250.000	0,174	3,5	5-6	24-32	66xØ31
58-102	Moog	1,11	-	10.000	0,015	8,8-6,3	30	24-32	24,7xØ14,5
58-112	Moog	1,11	-	10.000	0,015	7,4-4,9	30	24-32	24,7xØ14,5
58-113	Moog	3,33	-	10.000	0,015	8,8-6,3	30	24-32	24,7xØ14,5
58-103	Moog	5,55	-	10.000	0,015	8,8-6,3	30	24-32	24,7xØ14,5
50-673	Moog	44,5	-	5.000	0,231	10,5-4,9	6-12	24-32	86,6x79,7x64,2 ¹
58-126	Moog	266	-	10.000	0,181	10,5-4,9	30	24-32	70xØ63(e)

1) Thruster triad

2) Maximum thrust level of 10 N is possible, but at the expense of a higher inlet pressure

3) Using Xenon this value is 50 mN with a specific impulse of 30 s

4) Ø refers to diameter.

4.4.2. Sistemas de propulsión termoquímicos

El funcionamiento de los motores cohete térmicos consiste en la aceleración de un fluido (propulsante) desde una cámara a alta presión y temperatura a lo largo de una tobera convergente-divergente. Como consecuencia, el propulsante eyectado a alta velocidad genera por reacción una fuerza de empuje sobre el resto de la estructura.

Los diferentes tipos de motores térmicos se diferencian en función de cómo se obtiene el aumento de la temperatura en la cámara. Si la energía necesaria para este aumento de temperatura se obtiene fruto de una reacción química de combustión que tiene lugar, usualmente, entre una sustancia oxidante y una reductora, estamos ante un motor cohete **termoquímico**.

Estos sistemas propulsivos son los más utilizados en el ámbito espacial actual debido a su elevado nivel de desarrollo y sus múltiples posibilidades. Los motores termoquímicos se clasifican según el tipo de propulsante que utilizan para llevar a cabo la combustión en la cámara.

4.4.2.1. Motores cohete de propulsante sólido

El motor cohete de propulsante sólido (Solid Rocket Motors, SRM) es el sistema de propulsión más sencillo que se pueda imaginar. Como se muestra en la **Figura 26**, consiste en una vasija a presión rellena de una mezcla de componentes energéticos en estado sólido que reaccionan químicamente de manera que los gases generados presurizan el interior de la cámara y son expelidos por una tobera en la que aumentan su velocidad.

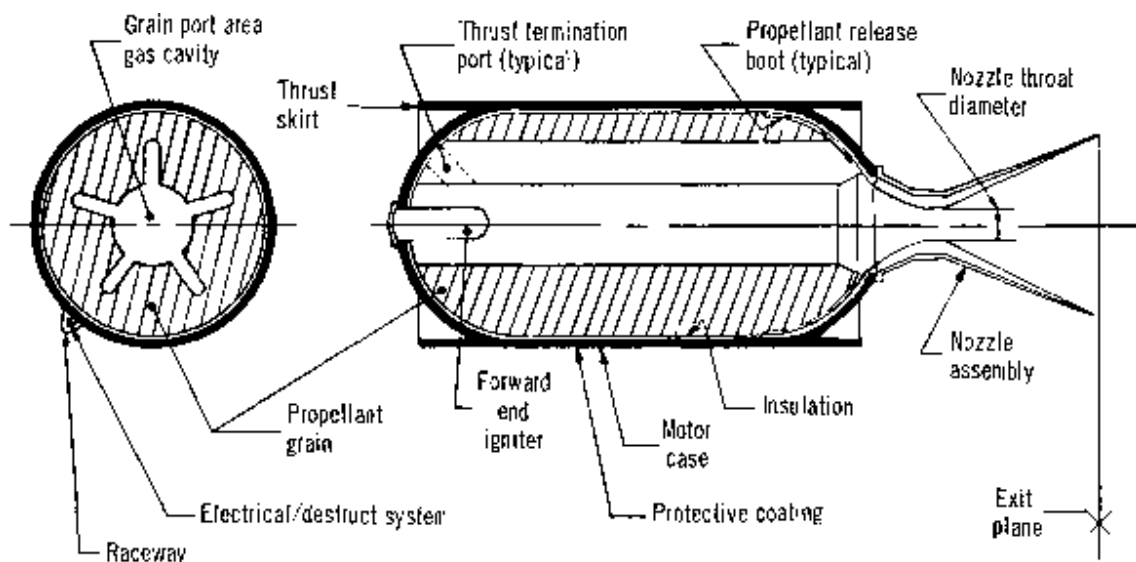


Figura 26 - Esquema de un cohete de propulsante sólido (SRM) [21]

En la figura se aprecia que el propulsante sólido⁴ conforma la propia cámara de combustión del motor y es introducido en la carcasa como un bloque compacto

⁴ En este caso con el término “propulsante” nos referimos a una combinación de oxidante y reductor

(denominado *grain*) cuya sección transversal tiene una determinada forma (*grain shape*) que condicionará el área de combustión del motor y, por tanto, su empuje.

Los propulsores que se utilizan principalmente son:

- Propulsores homogéneos: El sólido es homogéneo, oxidante y reductor se combinan a nivel molecular de forma que, en principio, se trata de una sustancia única como la nitrocelulosa (NC), aunque lo más habitual es la mezcla a nivel coloidal de nitrocelulosa y nitroglicerina (NC y NG) denominándose propulsores de doble base.
- Propulsores heterogéneos: estos propulsores (también denominados compuestos) se consiguen mediante la mezcla de partículas de oxidantes cristalinos y un ligante (*binder*) de matriz polimérica. Los oxidantes más habituales son el Perclorato de Amonio (AP) y el Nitrato de Amonio (AN) mientras que como ligantes, el uso de hidrocarburos como HTPB o CTPB está muy extendido. En ocasiones se añaden partículas de Aluminio o Boro que aumentan apreciablemente el impulso específico.

La **Tabla 5** recoge algunos de los propulsores sólidos más utilizados así como sus características principales.

Tabla 5 - Características de algunos propulsores sólidos [19]

Propellant type	$I_{sp}^{(1)}$ Range, sec	Approximate flame temperature, °F	Approximate density, lb/in. ³	Metal content, wt-%	Ingredients cost, cents/lb	Processing method
DB	220–230	4100	0.058	0	250	Extruded
DB/AP/Al	260–265	6500	0.065	20–21	120	Solvent cast
DB/AP-HMX/Al	265–270	6700	0.065	20	140	Solvent cast
PVC/AP	230–240	4600	0.061	0	30	Cast or extruded
PVC/AP/Al	260–265	5600	0.064	21	30	Cast or extruded
PS/AP	230–240	4700	0.062	0	75	Cast
PS/AP/Al	240–250	5000	0.062	3	75	Cast
PU/AP/Al	260–265	5400–6000	0.064	16–20	40	Cast
PBAN/AP/Al	260–263	5800	0.064	16	35	Cast
CTPB/AP/Al	260–265	5600–5800	0.064	15–17	55	Cast
HTPB/AP/Al	260–265	5600–5800	0.064	4–17	30–100	Cast
FC/AP/Al	240–245	6200	0.074	19.5	180	Extruded and machined
DB/AP/Be	275–280	6500	0.064	12	800	Solvent cast
CTPB/AP/Be	275–280	5800	0.060	12	770	Cast
PU/AP/Be	275–280	5800	0.060	12	770	Cast

(1) $I_{sp}^{(1)}$ is the theoretical specific impulse at 1000 psia exhausting to 14.7 psia through a 0° half-angle nozzle.

El propulsor está alojado dentro de la **carcasa** del motor (*case*). La carcasa típica de un motor cohete es básicamente un cilindro redondeado por sus extremos al que se le suele añadir unas extensiones cilíndricas denominadas faldas (*skirts*). La carcasa de un SRM es esencialmente una vasija a presión (de la mínima masa posible)

cuyo diseño es complicado debido a las altas presiones que debe soportar así como los esfuerzos localizados que aparecen en las faldas y en las uniones. Los motores cohete habituales funcionan con presiones de cámara de entre 30 y 250 bar.

Esta carcasa externa (fabricada típicamente en Aluminio o Acero) está separada del propulsante por un **aislamiento térmico** (*thermal insulation*) que protege de la erosión que producirían los gases cuya temperatura llega a superar los 3500 K en las regiones donde el propulsante se consume muy cerca de la pared en las fases finales del funcionamiento del motor.

Una primera aproximación del espesor de la carcasa (y de su masa) se puede hacer de la misma forma que se ha hecho para el depósito de un motor cohete de gas frío, pero en este caso, analizando la distribución de esfuerzos para una pared cilíndrica.

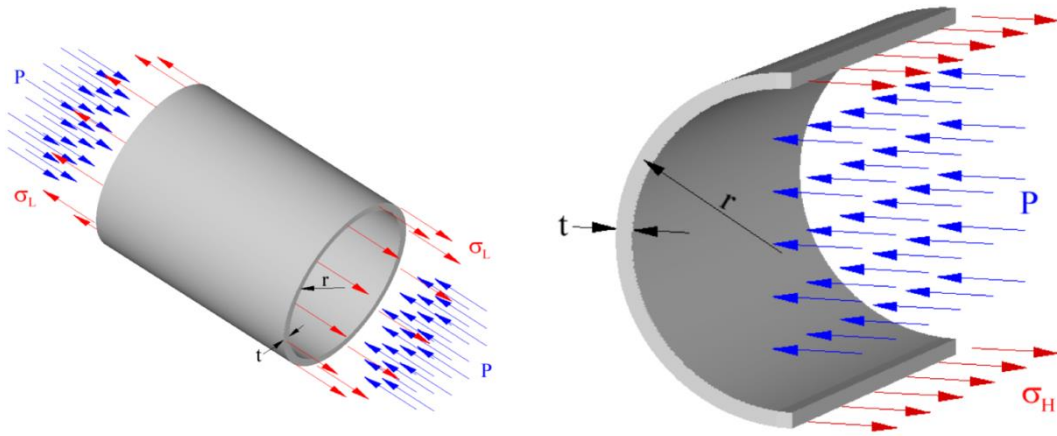


Figura 27 - Distribución de esfuerzos en un depósito cilíndrico [27]

El análisis de los esfuerzos longitudinales (σ_L) es exactamente el mismo que en el caso del depósito esférico y se puede ver en las ecuaciones (4.61) y (4.62). Sin embargo, para los esfuerzos circunferenciales (σ_H) la expresión cambia.

Supóngase una carcasa cilíndrica redondeada por sus extremos (forma de **píldora**) de longitud total L y radio R . Tomando una sección longitudinal del mismo y procediendo de la misma forma que se ha hecho para el caso de depósito esférico, con $t \ll L_c$ (siendo L_c la longitud característica del depósito) se obtiene la siguiente expresión para el espesor (t_{cil}):

$$P_{max} \cdot \{2R(L - 2R) + \pi R^2\} = \{2(L - 2R) + 2\pi R\}t_{cil} \cdot \sigma_L \quad (4.64)$$

Expresión que es interesante analizar para los dos casos extremos:

- Depósito esférico ($L = 2R$)

$$P_{max} \cdot \{\pi R^2\} = \{2\pi R\}t_{cil} \cdot \sigma_L \rightarrow t_{cil} = \frac{P_{max}R}{2\sigma_L} = t_{esf} \quad (4.65)$$

- Depósito cilíndrico largo ($L \gg 2R$)

$$P_{max} \cdot \{2RL\} \cong \{2L\}t_{cil} \cdot \sigma_L \rightarrow t_{cil} \cong \frac{P_{max}R}{\sigma_L} = 2t_{esf} \quad (4.66)$$

Como muestran las ecuaciones (4.65) y (4.66) recién obtenidas, el espesor de la carcasa cilíndrica dependerá de la relación L/R de la forma recogida en la **Figura 28**:

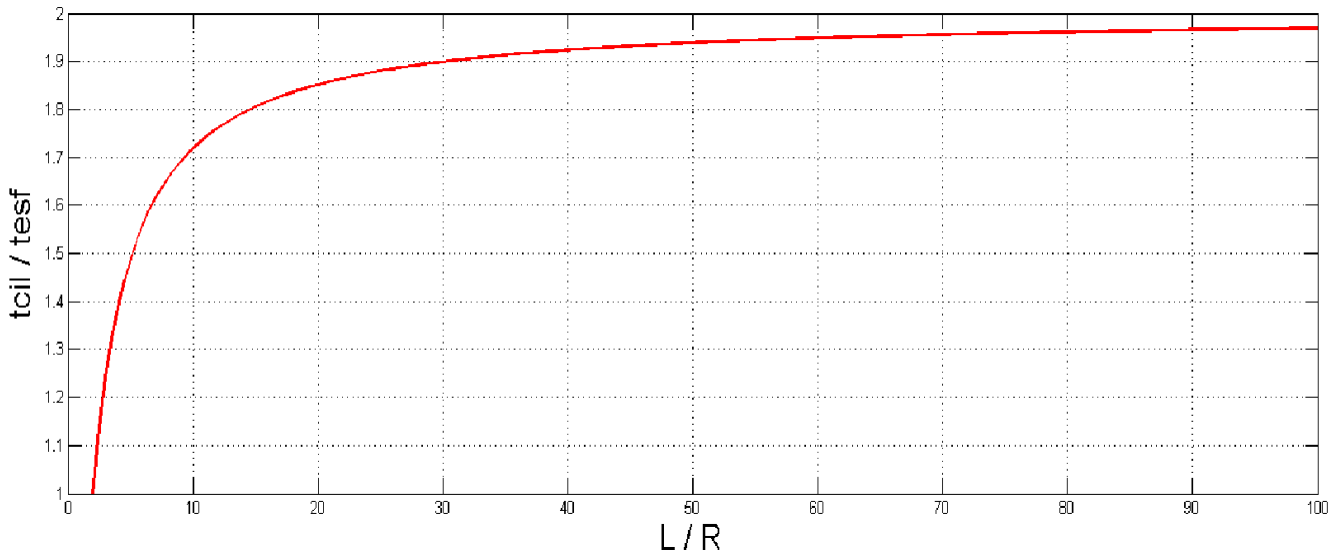


Figura 28 - Solución de la ecuación (4.64) para distintos valores de L/R

El espesor de la carcasa crece monótonamente y está acotado superiormente por el valor $t_{cil}/t_{esf} = 2$.

Además de la carcasa, para que el motor cohete pueda iniciar su funcionamiento requiere de un sistema que aporte la energía necesaria para que comience la reacción química de combustión; el **sistema de ignición**. Actualmente, los sistemas de ignición más utilizados son de tipo **pirotécnico** (explosivos sólidos).

Comparados con los motores cohete termoquímicos de propulsante líquido, los SRM alcanzan valores más bajos de impulso específico (incluso utilizando propulsores heterogéneos), además, no se puede controlar el nivel de empuje durante el funcionamiento del mismo. Una vez encendido, no se puede detener.

Por otro lado, los SRM también presentan una serie de ventajas frente a los sistemas de propulsión líquida. Tienen una mayor fiabilidad (0.998 frente a 0.985-0.989) y un menor precio (\$0.034 por unidad de impulso total (Ns) frente a \$0.09), además de alcanzar mayores niveles de empuje. Por último, cabe destacar también la mayor facilidad para almacenar los propulsores sólidos frente a los líquidos.

4.4.2.2. Motores cohete de propulsante líquido

El motor cohete de propulsante líquido consiste en la utilización de sustancias en estado líquido que sufren, después de ser suministradas en una cámara, una reacción

exotérmica de combustión que libera gran cantidad de energía. Se tratan de sistemas muy versátiles cuyo rango de utilización es muy amplio, abarcando todo el espectro desde misiones terrestres de todo tipo a misiones espaciales de propulsión espacial.

Debido a la gran variedad de propulsores utilizados, conviene clasificar los motores cohete líquidos en dos grandes grupos en función de si requieren un único propulsante (él mismo se descompone exotérmicamente) o hacen uso de dos sustancias distintas (oxidante y reductor):

- Monopropulsores (*Monopropellant Liquid Rocket Engines*)
- Bipropulsores (*Bipropellant Liquid Rocket Engines*)

Cabe destacar también la existencia de los sistemas conocidos como **motores cohete de funcionamiento dual**. Estos motores combinan las altas prestaciones de los bipropulsores con la sencillez y fiabilidad de los monopropulsores. El funcionamiento de estos sistemas es sencillo de entender: durante las fases que requieran grandes valores de ΔV el sistema funciona como bipropulsante mientras que, para las maniobras de control de actitud y corrección de velocidad, se cierra el paso de uno de los propulsores y el sistema actúa como monopropulsante.

A continuación se presenta con más detalle cada uno de los anteriores tipos de motores cohete de propulsante líquido:

- **Monopropellant Liquid Rocket Engines**

Estos sistemas son, de lejos, los más utilizados para el control de actitud y velocidad en las misiones espaciales. Aunque existen más sustancias que pueden ser utilizadas, la Hidracina (N_2H_4) es el monopropulsante por excelencia debido a sus buenas características de manipulación, a su relativa estabilidad bajo condiciones normales de almacenamiento y a su reacción de descomposición que resulta ser muy “limpia” y controlable. En la **Figura 29** se muestra un esquema del funcionamiento de este tipo de sistemas.

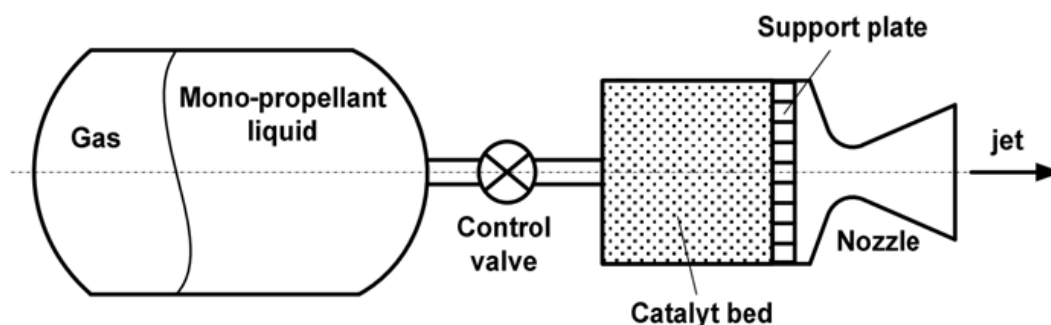


Figura 29 - Esquema de un motor cohete monopropulsante de hidracina [16]

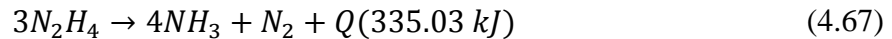
Son sistemas sencillos, y al igual que en los motores de gas frío, es común que el sistema de presurización sea de tipo *Blowdown* utilizando un gas (N_2 o He) que actuará como elemento presurizador.

La secuencia de operaciones que suele tener lugar en estos motores se detalla a continuación:

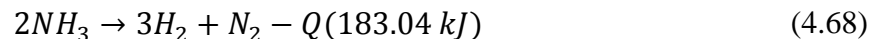
1. Cuando el sistema recibe la señal para iniciar su funcionamiento, la válvula de paso se abre permitiendo el flujo de hidracina.
2. La alta presión en el tanque fuerza al propulsante a entrar en la cámara de combustión a través de los inyectores (lo que provoca una caída de presión del 20%) entrando en contacto con la **capa catalizadora** (*catalyst bed*).
3. La capa catalizadora consiste en un bloque granulado de Aluminio impregnado con Iridio por la que pasa el propulsante antes de introducirse en la tobera. Al entrar en contacto con ella, la hidracina se calienta hasta alcanzar una temperatura en que el ratio de descomposición es suficientemente elevado para que las reacciones químicas se auto mantengan.
4. Regulando el flujo de hidracina y la geometría de la capa catalizadora, se podrá controlar la temperatura de la reacción así como el porcentaje de descomposición de amoniaco. Como se detalla más adelante, esto nos permitirá regular el valor de impulso del sistema.
5. Finalmente, los productos de la reacción de descomposición abandonan la capa catalizadora y se expanden en la tobera para producir el empuje.

Como se ha mostrado anteriormente, la capa catalizadora es un elemento clave en este tipo de motores y se diseña para garantizar que el proceso de descomposición de la hidracina se produzca de forma eficiente, controlada y con la menor pérdida de presión posible. Este proceso de descomposición se detalla a continuación.

Bajo la acción de un catalizador la hidracina se descompone exotérmicamente:

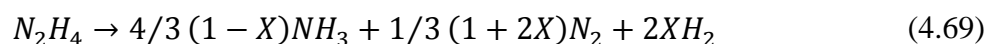


Al alcanzar una temperatura del orden de 1650 K, el amoniaco no es estable dando lugar a una descomposición endotérmica:



Esto provoca una bajada de la temperatura final que va en detrimento del impulso específico. Sin embargo, a medida que se descompone el amoniaco disminuye el peso molecular de los productos alanzándose un óptimo de impulso específico para un nivel de descomposición de aproximadamente el 40%. Como quiera que la primera reacción de descomposición es muy **rápida** y la segunda de equilibrio es **lenta**, con un tiempo de residencia suficiente, es posible diseñar las cámaras de manera que se obtenga el impulso específico máximo.

Combinando las ecuaciones (4.67) y (4.68) se puede obtener la siguiente reacción que permite obtener las cantidades de productos en función de la fracción de amoniaco descompuesto (X):



Kesten A. S (1968) obtuvo dos expresiones empíricas que relacionan los parámetros del reactor de hidracina con la fracción de amoníaco descompuesto y la temperatura de fin de combustión:

$$(1 - X) = \left[0.311 \left(\frac{G}{Z} \right)^{0.28} \right] \left\{ \left[(0.663a^{0.17} - 0.17) \left(\frac{6.803}{P_c} \right)^{0.22} \right] + 0.17 \right\} \quad (4.70)$$

$$T_c = \left[566.667(1 - X) + 0.04167 \left(\frac{P_c}{6.803} \right) \right] + 852.778 \quad (4.71)$$

Donde:

$X \rightarrow$ Fracción de amoníaco descompuesto

$P_c \rightarrow$ Presión de cámara [bar]

$G \rightarrow$ Factor de carga [$\text{kg}/(\text{m}^2\text{s})$]

$Z \rightarrow$ Longitud de la capa catalizadora [m]

$T_c \rightarrow$ Temperatura de cámara [K]

$a \rightarrow$ Radio equivalente de los huecos [m]

Estas relaciones empíricas funcionan adecuadamente para presiones de cámara inferiores a 68 bar, factores de carga de entre 7-70 $\text{kg}/(\text{m}^2\text{s})$ y radios de esfera equivalente de entre 0.3 mm y 3 mm.

Las condiciones que optimizan el impulso específico resultan para una longitud de reactor de entre 25 mm y 50 mm, presiones de cámara de entre 10-20 bar y un factor de carga de entre 15 kg/s y 60 kg/s por m^2 de superficie transversal.

Los sistemas de propulsión líquida monopropulsante de hidracina están disponibles en un amplio rango de niveles de empuje (entre 0.75 N y 450 N) y con valores de impulso que se mueven entre 170 s y 235 s. Para ciclos cortos, los valores de impulso (y por tanto los de empuje) se reducen entre un 10% y un 30% comparados con los valores calculados para ciclo permanente. Esta bajada se produce principalmente porque gran parte del calor generado en el inicio es absorbido por la capa catalizadora. El precio de los *thrusters* de hidracina actuales se sitúa entre los 50000\$ y los 60000\$ para los equipos de 1 N y entre los 70000\$ y los 80000\$ para los equipos de 20 N.

- **Bipropellant Liquid Rocket Engines**

Los motores cohete de propulsante líquido bipropulsantes son aquellos que requieren del uso de dos sustancias distintas (oxidante y reductor) para poder producirse la reacción de combustión. Estos sistemas se caracterizan por ser tremendamente **versátiles** y presentar las **más altas prestaciones** de todos los sistemas termoquímicos pudiendo emplearse en un gran abanico de misiones.

Consisten en un complejo sistema de suministro de sustancias en estado líquido a una cámara de combustión en la que, después de una reacción química, los productos son expelidos por una tobera que los acelera y produce el consiguiente empuje.

Los componentes clave de estos motores constituyen el **sistema de suministro** de los propulsores en la cámara de combustión, normalmente con muchos componentes muy especializados, de complejo control y difícil diseño. Esta complejidad es inherente a la calidad de sus prestaciones. Son sistemas que pueden permanecer a la espera de su uso durante largos periodos de tiempo y capaces de actuar siguiendo complejas leyes de control.

Una de las formas más comunes de clasificarlos es atendiendo a su **sistema de alimentación**:

- Sistemas presurizados (presurización pasiva)
- Sistemas turboalimentados (presurización activa)

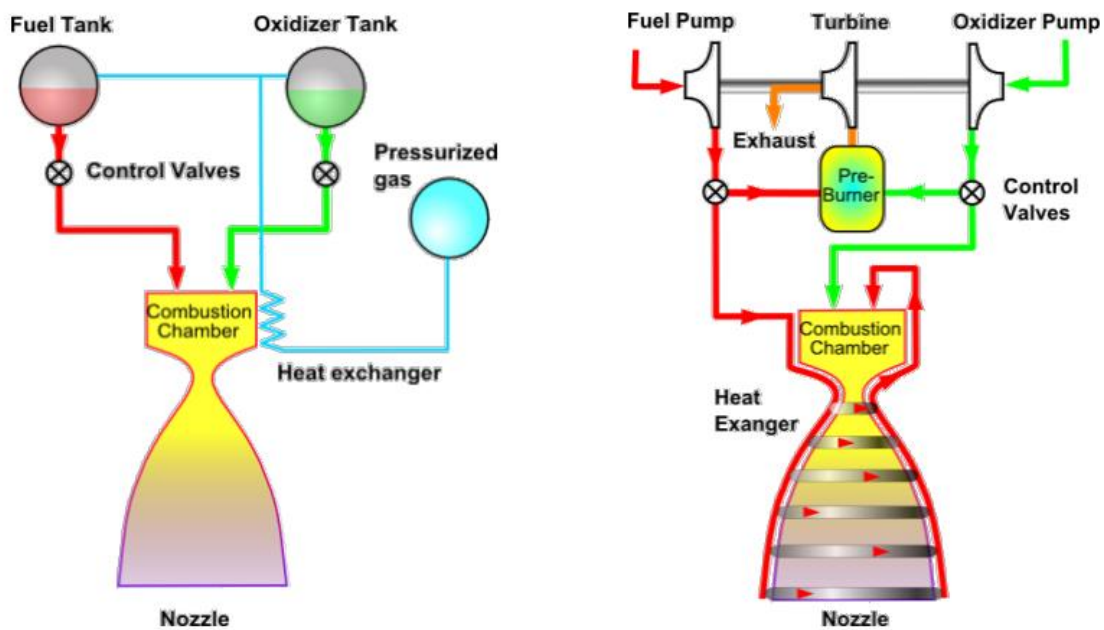


Figura 30 – Esquema de motores cohete líquidos según su sistema de alimentación. Sistema presurizado (izquierda) y sistema turboalimentado (derecha) [3]

- Sistemas presurizados (presurización pasiva)

El funcionamiento de motores con sistema de alimentación presurizado es muy similar al sistema *Blowdown* que se ha mostrado en los motores comentados anteriormente (gas frío y monopropulsores). Son sistemas que constan de dos depósitos de propulsante **y añaden un tercero**, a muy alta presión, que contiene el gas presurizador.

Son sistemas sencillos (comparados con los turboalimentados) y están limitados a misiones de bajo o medio impulso total ya que, para garantizar la vida de los tanques de propulsante, la presión en ellos no suele ser superior a los 35 bar. Es habitual que, debido a las pérdidas y los saltos de presión en los inyectores para garantizar una inyección estable, la presión en los tanques de propulsante sea aproximadamente un 50% mayor que la presión de cámara ($P_T \cong 1.5P_c$).

En estos motores, a diferencia del sistema *Blowdown*, la presión en los tanques de propulsante **se mantiene constante** gracias a la disminución de la presión en el depósito de gas a medida que éste sale. Al igual que se ha hecho anteriormente se puede analizar el proceso de descarga con el fin de dimensionar el depósito de gas.

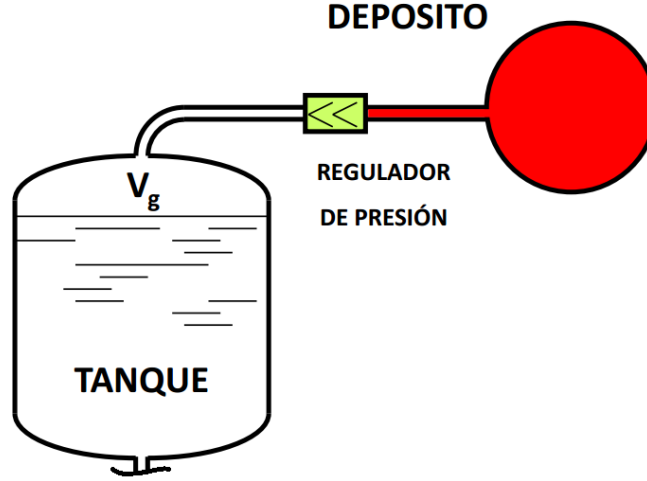


Figura 31 - Esquema del sistema de presurización pasiva [3]

Supóngase un depósito de gas ($N_2 \rightarrow \gamma \cong 1.4$) de volumen V_D con una presión inicial P_{D0} que presuriza un depósito de propulsante de volumen V_T a través de un regulador de presión que hace que la presión en el tanque sea constante de valor P_T .

En este caso, al tratarse de motores de funcionamiento continuo, la descarga se puede suponer **adiabática**. Aplicando el primer principio de la termodinámica bajo la hipótesis de gas ideal:

$$m_{gD}C_vT_{gD} + m_{gT}C_vT_{gT} - (m_{gD} + m_{gT})C_vT_{g0} = q_{0t} - P_TV_{gT} \quad (4.72)$$

$$\frac{P_D V_D}{\gamma - 1} + \frac{P_T V_{gT}}{\gamma - 1} - \frac{P_{D0} V_D}{\gamma - 1} = q_{0t} - P_TV_{gT} \quad (4.73)$$

$$P_D V_D + P_T V_{gT} - P_{D0} V_D = (\gamma - 1)q_{0t} - (\gamma - 1)P_TV_{gT} \quad (4.74)$$

$$\gamma P_T V_{gT} + (P_D - P_{D0})V_D = (\gamma - 1)q_{0t} \quad (4.75)$$

Aplicando la hipótesis de adiabaticidad ($q_{0t} = 0$):

$$P_D = P_{D0} - \frac{\gamma P_T V_{gT}}{V_D} \quad (4.76)$$

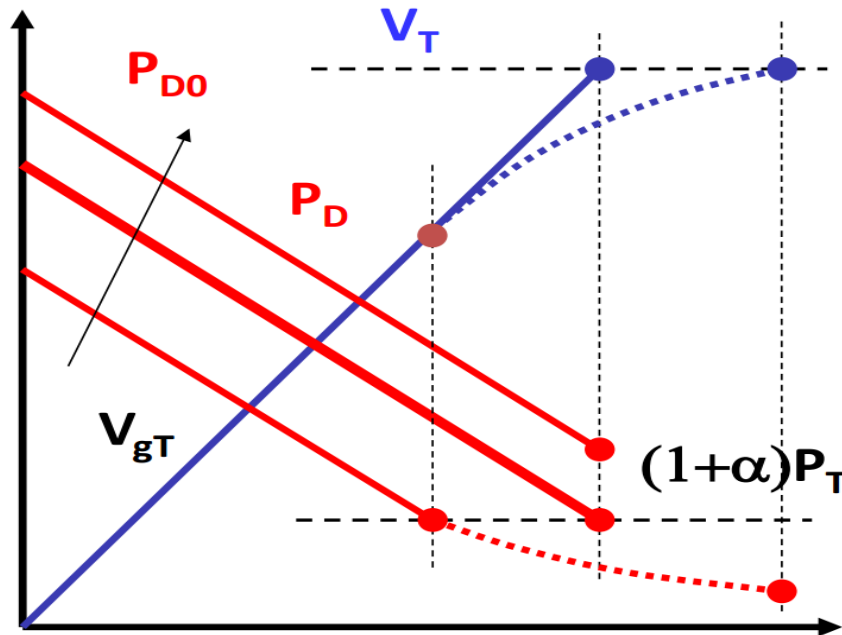


Figura 32 – Evolución con el tiempo de la presión del depósito y gas en el tanque [3]

- Sistemas turboalimentados (presurización activa)

Los sistemas turboalimentados constan de una serie de elementos mecánicos que modifican la presión de los propulsores antes de ser introducidos en la cámara de combustión. Hay muchos ciclos turboalimentados diferentes cada uno con sus particularidades. A continuación se explica de forma general uno de los más utilizados; el ciclo **generador de gas**.

El ciclo generador de gas consta (aparte de los elementos comunes a los sistemas de presurización pasiva) de un **generador de gas** y dos **turbobombas**. Durante el funcionamiento del motor se hace un sangrado de los flujos primarios de oxidante y reductor y los flujos secundarios resultantes se introducen en el generador de gas, que actúa como una cámara de combustión, generando gases a alta presión y temperatura. Estos gases son empleados para mover unas turbinas que impulsan unas bombas (colocadas a la salida de los tanques de propulsante) cuya misión es aumentar la presión del flujo primario de propulsores antes de ser introducidos en la cámara de combustión. Tras pasar por la turbina, los gases se emplean para refrigerar la tobera y son expelidos por una tobera secundaria.

Los sistemas turboalimentados son sistemas **muy complejos**, constituidos por una gran cantidad de elementos. Presentan a su vez una clara ventaja frente a los sistemas presurizados y es que, al ser un elemento externo (bomba) el que hace que los propulsores alcancen la presión suficiente antes de ser introducidos en la cámara, la presión a la que se almacenan éstos en sus depósitos se mueve entre 3 bar y 5 bar. Las bombas consiguen saltos de presión muy elevados haciendo que este tipo de ciclo sea el más utilizado para misiones de medio y alto impulso total.

Si bien el sistema de alimentación que emplee el motor cohete condiciona en gran parte su impulso, otro factor muy importante del que también dependen en gran medida las actuaciones del motor es **la combinación de propulsores**. A continuación se recogen las sustancias más utilizadas:

- **Oxidantes**
 - Oxígeno Líquido (LO_x)
 - Tetróxido de Dinitrógeno (N_2O_4 ó NTO)
 - Peróxido de Hidrógeno (H_2O_2)
 - Ácido Nítrico (HNO_3)
 - Flúor Líquido (LF_2)
- **Reductores**
 - *Rocket Propellant* (RP-1)
 - Hidrógeno Líquido (LH_2)
 - Hidracina (N_2H_4)
 - Monometil-hidracina (MMH)

En la **Figura 33** se muestra el impulso específico alcanzable para distintas combinaciones de los propulsores citados arriba.

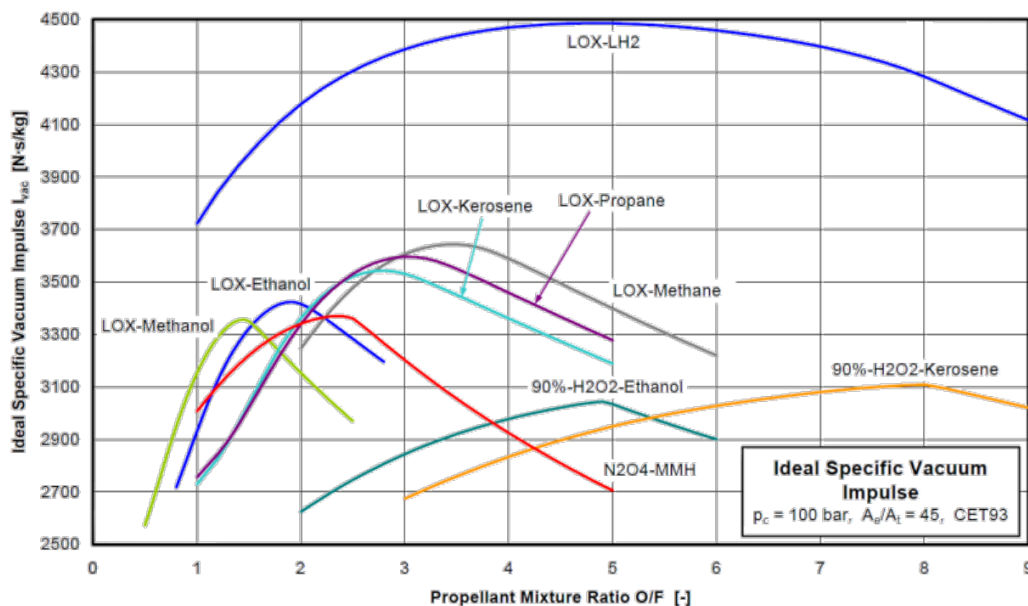


Figura 33 - Impulso para distintas combinaciones de propulsores [2]

Como se aprecia en la figura, la capacidad de los motores depende de un parámetro conocido como **relación de mezcla** ($O/F = \dot{m}_o/\dot{m}_f$) que relaciona el gasto másico de oxidante con el de reductor. Este valor se elegirá atendiendo al requisito que se busque en cada misión (máximo impulso, tanques iguales, etc.).

La principal ventaja estos motores frente a los de propulsante sólido es que pueden ofrecer un impulso mucho mayor (hasta 450 s frente a los 300 s que dan los sólidos), lo que supone una cantidad de propulsante mucho menor para un impulso (ΔV) requerido. Además, estos motores ofrecen una mayor flexibilidad de uso permitiendo desde pulsos cortos hasta largos periodos de funcionamiento continuo.

Por otro lado, la propulsión líquida es más costosa y ofrece una menor fiabilidad que los motores sólidos, además de presentar ciclos complejos que requieren sistemas de control de alto nivel con una gran cantidad de elementos que permitan el correcto flujo de propulsante:

- Válvulas de apertura y cierre que permitan o no el flujo.
- Válvulas de control que impidan la circulación del flujo en sentido erróneo.
- Válvulas de llenado que permitan introducir de forma segura y controlada los propulsores dentro de los depósitos en tierra.
- Reguladores de presión para controlar la presión de los tanques.
- Filtros que impidan el paso de contaminantes.
- Sensores para monitorizar la presión y la temperatura de los diferentes flujos a lo largo de su recorrido.

4.4.3. Propulsión eléctrica

Los motores cohete eléctricos son los sistemas de propulsión operativos más avanzados y prometedores en el ámbito espacial cuyo funcionamiento se basa en el uso de la **energía eléctrica** de diferentes maneras. Estos motores comienzan a probarse en la década de los 60 y desde entonces, se han desarrollado una gran variedad de sistemas de propulsión eléctrica.

La clasificación de estos sistemas no es tan sencilla como en el caso de los motores líquidos y es que no todos los autores están de acuerdo en cómo está clasificado cada tipo de motor cohete eléctrico. Por ejemplo, algunos autores clasifican los sistemas de efecto Hall (*Hall Effect Thrusters*) como electromagnéticos mientras que otros los introducen en el grupo de los sistemas electrostáticos. La clasificación más común se realiza atendiendo a la **forma** en que el propulsante es acelerado hasta que alcanza su velocidad de salida.

Esta clasificación agrupa los sistemas dentro de tres grandes grupos:

- **Electrostáticos**
 - Ionización por bombardeo
 - Ionización por radiofrecuencia (RIT)
 - Ionización por contacto
 - *Field-emission electric propulsion* (FEEP)
 - Efecto Hall
 - Otros

- **Electromagnéticos**
 - *Stationary Plasma Thruster* (SPT)
 - *Pulsed plasma*
 - *Helicon Plasma*
 - *Variable specific-impulse plasma*
 - Otros
- **Electrotérmicos**
 - *Resistojet*
 - *Arcjet*
 - Otros

Los motores electrotérmicos son los más parecidos a los que se han descrito ya en secciones anteriores. Son sistemas térmicos que, en lugar de usar una reacción química para aumentar la temperatura del propulsante, hacen uso de una resistencia eléctrica. Básicamente consisten en un cambiador de calor refrigerado por un fluido que se utiliza como propulsante al expandirlo en una tobera convergente-divergente convencional. Estos motores alcanzan valores de impulso en torno a 350 s.

La gran novedad que ofrece la propulsión eléctrica frente al resto se halla en los sistemas **electrostáticos** y **electromagnéticos**, con valores de impulso de uno, o incluso dos órdenes de magnitud superiores a los térmicos. En este apartado se detallará el funcionamiento de los motores electrostáticos ya que los niveles de desarrollo tecnológico (TRL⁵ > 7) son bastante superiores a los de los sistemas electromagnéticos (TRL < 6).

La **propulsión electrostática** consiste en el uso de un campo electromagnético de alto voltaje para acelerar iones hasta grandes velocidades de salida. La mayoría de los sistemas en funcionamiento usan iones cargados positivamente (como flujo primario) con algún sistema para neutralizarlos después de su salida. En la **Figura 34** se muestra un esquema de un motor de este tipo.

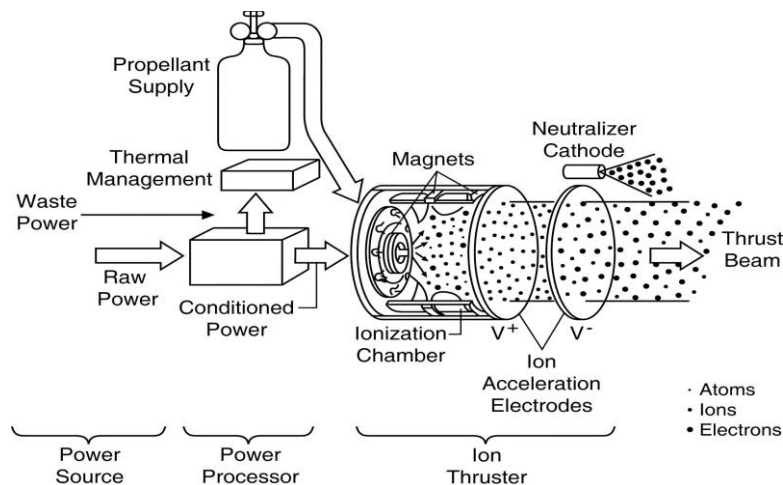


Figura 34 - Motor cohete electrostático [28]

⁵ TRL: *Technology Readiness Levels*. Ver http://esto.nasa.gov/files/TRL_definitions_AIST.pdf para más detalles

El *thruster* de un motor de este tipo consta de tres elementos principales:

- Cámara de ionización

El primer elemento se ocupa de ionizar el propulsante. El método empleado para ello es el que dará nombre al sistema (ionización por bombardeo, ionización por radiofrecuencia, etc.). Es interesante destacar que la elección de propulsante no es única pudiéndose optar por varios elementos diferentes (He, Cs, Hg, Kr, Ar, Xe). El uso de uno u otro propulsante condicionará, en gran medida, el **rendimiento** y la relación **empuje/potencia** del sistema.

Se define el rendimiento del motor como el cociente entre la potencia cinética del chorro y la potencia eléctrica suministrada:

$$\eta_m = \frac{P_{jet}}{P_{in}} = \frac{\frac{1}{2} \dot{m} V_s^2}{P_{in}} \quad (4.77)$$

La potencia eléctrica suministrada incluye las pérdidas y los efectos relativos a la energía de ionización. La energía de ionización dependerá en gran medida del propulsante mientras que las pérdidas por ión son prácticamente independientes del tipo de sustancia y se deben a los siguientes efectos:

- Pérdidas térmicas en el cátodo.
- Radiación de los átomos excitados.
- Colisión de los iones con las paredes.
- Recombinación ión-electrón.
- Colisiones con las rejillas.

Por su parte, la relación empuje/potencia se define como:

$$\frac{E}{P_{in}} = \eta_m \frac{\dot{m} V_s}{\frac{1}{2} \dot{m} V_s^2} = \frac{2\eta_m}{I_{sp}} \quad (4.78)$$

- Sistema de aceleración de iones

Una vez han sido generados los iones, el siguiente paso es **acelerarlos** mediante un sistema de rejillas y electrodos.

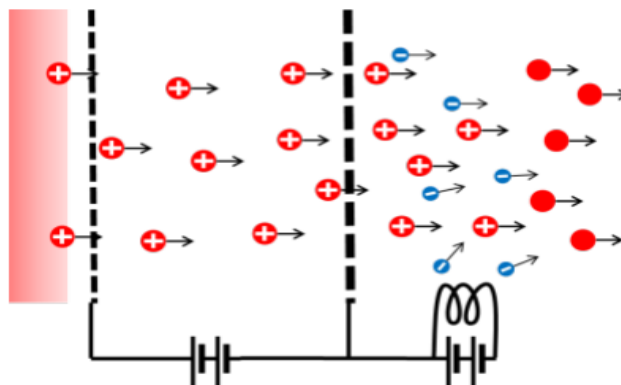


Figura 35 – Esquema del sistema de aceleración de iones [2]

El proceso de aceleración que tiene lugar entre las rejillas de apantallamiento y aceleración en un motor electrostático no es unidimensional, pero atendiendo a que la distancia entre las rejillas es pequeña frente a su tamaño y que la componente del campo eléctrico en la dirección perpendicular es dominante se pueden asimilar los resultados obtenidos en un caso simplificado de la siguiente manera:

- Movimiento unidimensional.
- No existe resistencia (rejillas transparentes).
- No se consideran fuerzas de presión.
- Campos magnéticos nulos.

Con esto, las ecuaciones que determinan el movimiento son:

$$\dot{m} = \rho VA \quad (4.79)$$

$$\rho V \frac{dV}{dx} = \rho_q E - \frac{dp}{dx} \quad (4.80)$$

$$\rho V \frac{dh_t}{dx} = jE \quad (4.81)$$

$$\frac{P}{\rho} = RT \quad (4.82)$$

Siendo ρ_q la densidad de carga eléctrica en el chorro, E la intensidad del campo eléctrico y j la densidad de la corriente eléctrica que se conduce a través del plasma.

Despreciando el término de las fuerzas de presión, se puede integrar fácilmente obteniéndose una expresión para el impulso específico en función de las características del propulsante y de la tensión entre los electrodos:

$$\rho V \frac{dV}{dx} = \rho_q E = -\frac{\rho_q}{\rho} \frac{d\Phi}{dx} \quad (4.83)$$

$$I_{sp} = V_s = \sqrt{2(q/m_a)\Phi_{12}} \quad (4.84)$$

Donde q es la carga elemental ($q = 1.60217646 \cdot 10^{-19} C$), m_a es la masa atómica del propulsante y Φ_{12} es el voltaje entre los electrodos. En la **Tabla 6** muestra los valores de q/m_a para distintos propulsores.

Tabla 6 - Relación q/m_a para diferentes elementos [25]

Propellant	m_a [g/mol]	m_a [g/atom]	q/m_a [C/kg]
Hg	200.59	$3.33087 \cdot 10^{-22}$	481007.98
Ar	39.948	$6.63352 \cdot 10^{-23}$	2415274.62
Kr	83.8	$1.39153 \cdot 10^{-22}$	1151376.98
Xe	131.29	$2.18012 \cdot 10^{-22}$	734902.81
Cs	132.91	$2.20702 \cdot 10^{-22}$	725945.31

La vida de los motores electrostáticos está determinada por el sistema de aceleración. Concretamente por la erosión que sufren las rejillas del sistema de aceleración y los cátodos.

- Sistema de neutralización

Para producir niveles de empuje útiles, un motor iónico debe emitir una corriente de iones positivos. Como la capacidad eléctrica de una nave típica es limitada, si no se prevé la neutralización del chorro de iones, la nave adquirirá un potencial negativo que imposibilitará su propulsión.

La carga del chorro de iones debe ser neutralizada por la emisión de una corriente de electrones idéntica en algún lugar preciso de la nave. La situación del electrodo de neutralización es muy importante ya que si se sitúa lejos de la rejilla de aceleración, el funcionamiento del sistema puede ser inestable. En la práctica, el chorro de iones debe ser neutralizado en un plano situado a una distancia del electrodo de aceleración inferior al doble de la separación entre rejillas.

Además, debido al campo eléctrico generado entre la rejilla de aceleración y a que los electrones tienen mayor movilidad que los iones se necesita una **barrera potencial** para evitar el retorno de los electrones del neutralizador a la cámara de ionización. Esta barrera potencial se consigue dándole una tensión negativa a la rejilla de aceleración. Así se evita el retorno de los electrones a excepción de los más rápidos. Típicamente, la tensión mínima requerida se determina con la condición de que la corriente de retorno sea inferior al 1%.

Los sistemas de propulsión electrostática son los sistemas **más complejos** y más ensayados de todos los motores eléctricos. Destacan por su madurez tecnológica, **larga vida** (superior a 2000 horas), **baja divergencia del chorro** (usualmente inferior a 20°), **alta eficiencia** (con rendimientos superiores al 60%), **elevado impulso específico** (30000 m/s) y potencias que oscilan entre los 200 W y los 4000 W.

Las desventajas son el **bajo nivel de empuje** (del orden de los mN), **la complejidad del sistema**, y los **altos voltajes requeridos**, que requieren la intervención de unidades de potencia (PPU) con masas específicas de hasta 10 kg/kW.

4.5. Propulsión espacial en una CDF

La propulsión espacial es uno de los módulos principales de los que están constituidas las Instalaciones de Ingeniería Concurrente. Como se ha explicado antes, el ingeniero de propulsión es responsable del diseño de los motores que permitirán al satélite llevar a cabo las maniobras necesarias durante la misión. No hay que perder la noción de que estas instalaciones se usan en la fase de **diseño preliminar** y, por tanto, se trata de módulos en los que se antepone la **sencillez** y **rapidez** de los cálculos frente a que éstos alcancen una gran precisión.

De los tres papeles que desempeña la propulsión espacial en una misión (lanzamiento desde tierra, transferencia entre órbitas y maniobras en órbita) el módulo de propulsión se ocupa de los dos últimos.

- Transferencia orbital

Un lanzador, como se detallará más adelante, es un vehículo que aporta el valor de impulso (ΔV) necesario para colocar un satélite en una determinada órbita. El problema de esto es que el lanzador actúa como una especie de “autobús espacial”, es decir, el lanzador (para una masa de carga de pago dada) colocará al satélite en una órbita fija que rara vez coincidirá con la órbita de operación del mismo. Para llegar al destino final debemos “movernos” y moverse en el espacio significa propulsarse usando un motor cohete.

Para alcanzar la órbita final será necesario realizar una maniobra de **cambio de órbita**. Si las órbitas inicial y final se cortan, un impulso será suficiente insertar el satélite en esta nueva órbita pero en el caso de no cortarse, se requerirá una **órbita de transferencia**.

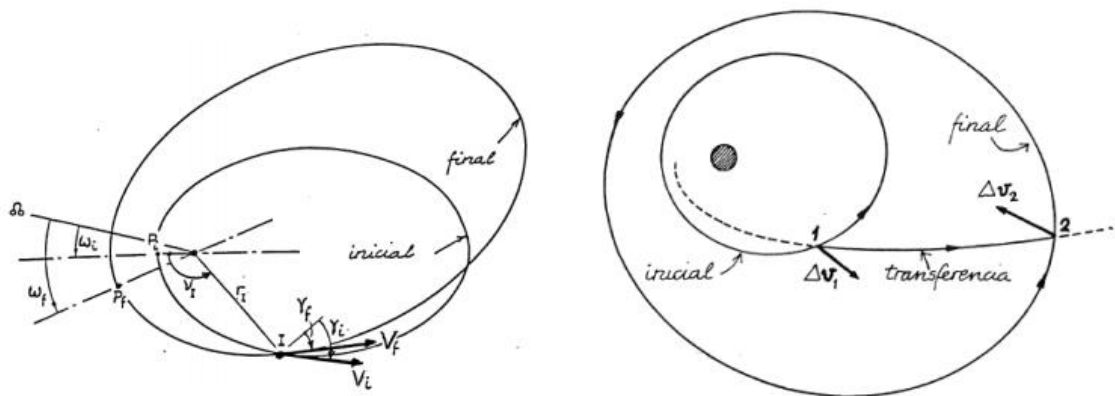


Figura 36 - Maniobras de cambio de órbita. A la izquierda, cambio entre dos órbitas que se cortan. A la derecha, maniobra con órbita de transferencia [6]

Para el caso de órbitas que no se cortan, las posibilidades son inmensas. En general se trata de minimizar el impulso (y con ello, la masa de propulsante) siempre que los tiempos requeridos para realizar las maniobras no penalicen demasiado la misión.

El caso más eficiente consiste en la aplicación de **dos impulsos tangenciales** (transferencia de Hofman) pero resulta ser también el más lento. Para disminuir el tiempo de maniobra se aplican impulsos secantes a las órbitas (caso mostrado en la **Figura 36**).

La necesidad de diseñar los sistemas propulsivos para llevar a cabo estas transferencias orbitales hace que el módulo de propulsión esté íntimamente ligado con el de **Actitud y Control de Órbita**. Una vez se conoce la órbita de aparcamiento (*Parking Orbit*) en la que el lanzador deposita el satélite, el ingeniero de control de órbita diseña la maniobra de transferencia obteniendo el impulso (ΔV) requerido. Una vez hecho esto, se envían los datos al ingeniero de propulsión el cual se encargará de elegir y diseñar el sistema propulsivo más adecuado para realizar la transferencia.

- Control de actitud y correcciones de órbita

Cuando se alcanza la órbita final de operación, un elemento clave es el sistema de **control de actitud**. Este sistema está formado por una serie de sensores y actuadores que permitirán controlar la orientación del satélite en cada momento. En ocasiones se tratan de sistemas basados en giróscopos o varillas magnéticas, pero los actuadores más eficaces y capaces de ejercer actuaciones de elevada magnitud son los **propulsores**.

Los propulsores más usados para esta aplicación son los de **gas frío e hidracina monopropulsante**. Generalmente se utilizan en una configuración de pareja (por cada eje que se pretenda controlar) de forma que no afecten a la órbita del vehículo. Para poder asumir el fallo de un par de propulsores se suelen ubicar varios *thrusters* de forma redundante. El conjunto de todos los elementos de propulsión junto con la lógica de control se denomina **Sistema de Control de Reacción (RCS)**.

Por otro lado, el movimiento de un satélite artificial terrestre no responde exactamente al modelo central kepleriano adoptado para estudiar fácilmente la mecánica orbital. Además de la fuerza gravitatoria terrestre (que es mucho más compleja que la simplificación de Tierra esférica de densidad constante) el satélite se encuentra sometido a otras fuerzas gravitatorias (del Sol y de la Luna, principalmente) y a otras de naturaleza distinta a la gravitatoria, como son la resistencia atmosférica o la presión de radiación solar.

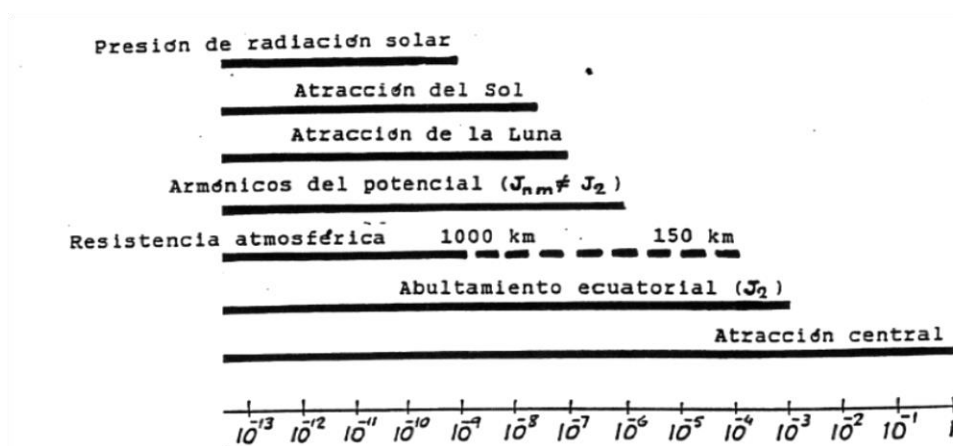


Figura 37 - Fuerzas de perturbación sobre un satélite en órbita baja [6]

Dado que estas fuerzas son pequeñas comparadas con la central newtoniana terrestre para un satélite cercano (**Figura 37**), para el estudio orbital se supone que la órbita real de un satélite es la elipse kepleriana “perturbada” por las pequeñas fuerzas adicionales llamadas a su vez **perturbaciones**.

El efecto de las perturbaciones sobre el satélite es continuo, haciendo que los parámetros orbitales vayan cambiando continuamente de forma paulatina. La estrategia que se suele utilizar para corregir esto es la siguiente:

- Calcular la variación estimada de los parámetros orbitales para un tiempo dado.
- Calcular el valor de impulso (y la dirección de aplicación del mismo) necesario para volver a la órbita inicial de operación no perturbada.
- Aplicar el impulso.
- Repetir el proceso hasta el final de la vida útil del satélite.

El cálculo de estas perturbaciones así como sus efectos sobre la órbita del satélite y el impulso requerido para la corrección también será tarea del ingeniero de control de órbita cuyos resultados serán usados como *inputs* por el ingeniero de propulsión para diseñar el sistema propulsivo más adecuado en cada caso.

El proceso para la selección y diseño de los elementos del subsistema de propulsión se muestra en la **Tabla 7**.

Tabla 7 - Proceso de diseño de los elementos del subsistema de propulsión [1]

Step	Description of Process
1	List applicable spacecraft propulsion functions, e.g., orbit insertion, orbit maintenance, attitude control, and controlled de-orbit or reentry
2	Determine ΔV budget and thrust level constraints for orbit insertion and maintenance
3	Determine total impulse for attitude control, thrust levels for control authority, duty cycles (% on/off, total number of cycles) and mission life requirements
4	Determine propulsion system options: <ul style="list-style-type: none"> • Combined or separate propulsion systems for orbit and attitude control • High vs. low thrust • Liquid vs. solid vs. electric propulsion technology
5	Estimate key parameters for each option <ul style="list-style-type: none"> • Effective I_{sp} for orbit and attitude control • Propellant mass • Propellant and pressurant volume • Configure the subsystem and create equipment list
6	Estimate total mass and power for each option
7	Establish baseline propulsion subsystem
8	Document results and iterate as required

A partir de unos datos de entrada (ΔV Budget⁶ y masa seca del satélite), se utiliza el módulo de propulsión para obtener (como datos de salida) los motores y sus parámetros fundamentales (**Tabla 7**).

⁶ ΔV Budget: Lista que recoge todos los cambios de velocidad (ΔV) requeridos a lo largo de la misión.

4.6. Módulo de diseño de motores del software *IDR Prop&Launch*

Una vez se ha explicado una base teórica necesaria para entender los fundamentos físicos que están detrás del módulo de propulsión de una CDF y tras dejar claro cuáles son las funciones del mismo, en este apartado se detalla el funcionamiento del **módulo de diseño de motores** del programa *IDR Prop&Launch*.

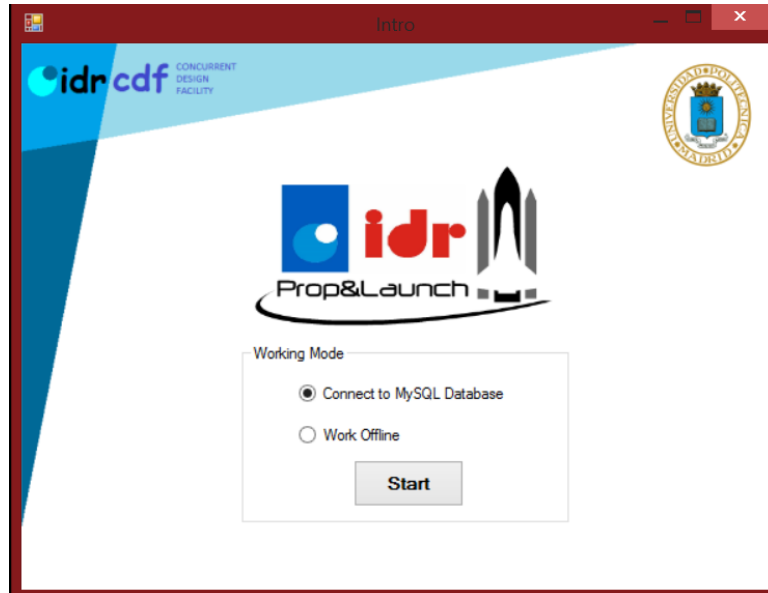


Figura 38 - Ventana de inicio del programa *IDR Prop&Launch*

Como se muestra en la **Figura 38**, la herramienta ofrece dos modos de funcionamiento; tomar datos de una base de datos o trabajar offline. Esta segunda opción está pensada para un uso de tipo académico.

Una vez elegido el modo de trabajo, pasamos a la ventana principal del programa. Esta ventana tiene a su vez tres pestañas; propulsión, lanzamiento y gestión de datos. Este apartado se centra en la primera de ellas, la cual aloja el módulo de diseño de motores. Este módulo ofrece dos posibilidades a la hora de diseñar un motor:

- Diseño basado en el estado del arte: Con esta opción, el usuario elegirá entre una gran variedad de motores ya existentes pudiendo elegir aquel que mejor se adapte a las necesidades concretas que se le exigirán al mismo. Esta será la opción más utilizada a la hora de realizar el diseño preliminar de una misión espacial.
- Diseño detallado: Si se elige el diseño detallado, el usuario tendrá una mayor libertad de diseño ya que será él mismo el que elija los parámetros que definen los diferentes elementos del sistema de propulsión (cámara de combustión, depósitos, tobera, etc.). Esta opción será más útil a la hora de comprender el funcionamiento de los motores cohete y es un muy buen recurso académico.

En la **Figura 39** se muestra la interfaz de la ventana principal del programa con la pestaña de propulsión seleccionada.

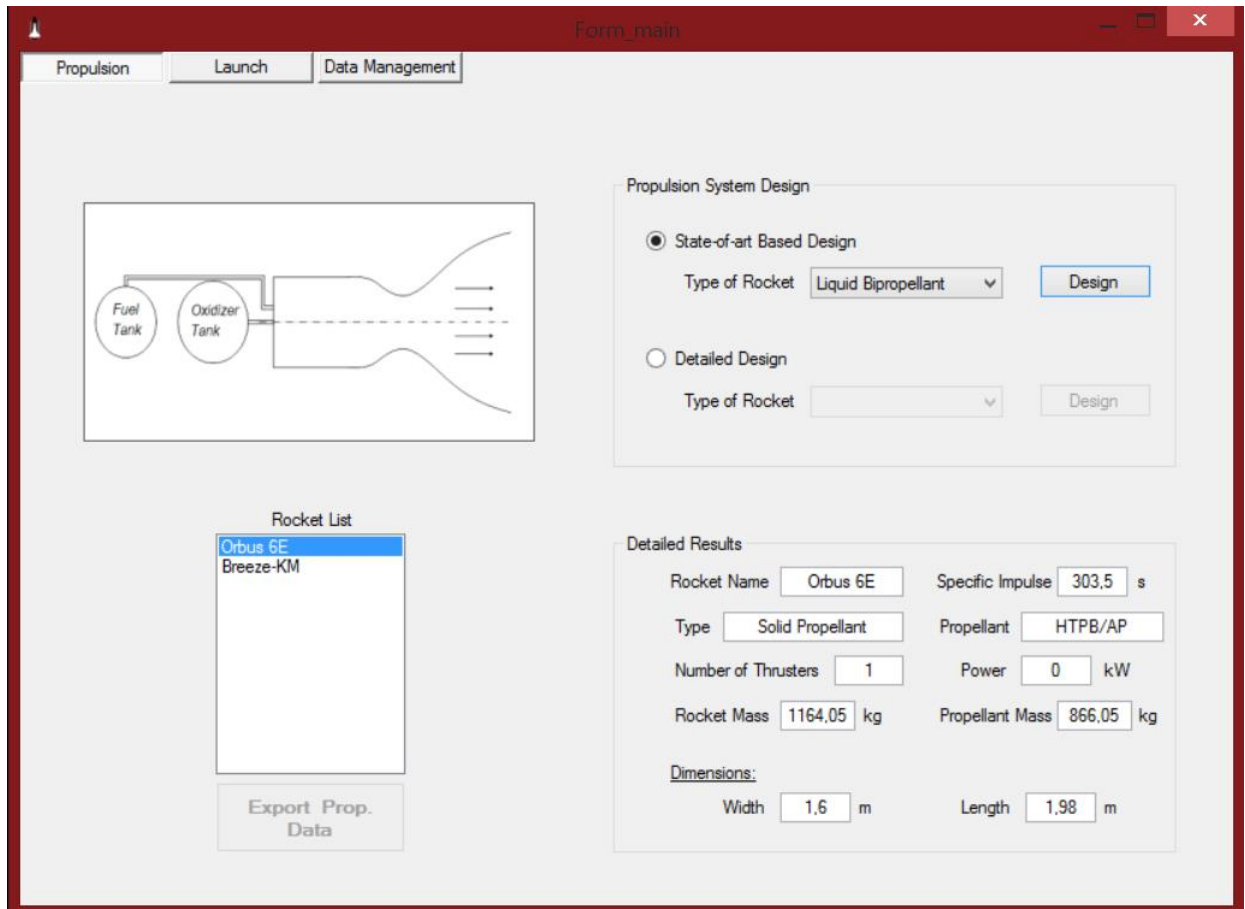


Figura 39 - Ventana principal del programa. Pestaña de propulsión

4.6.1. Diseño basado en el estado del arte

En muchas ocasiones, con el fin de reducir al máximo el tiempo de diseño, se utilizan sistemas propulsivos ya existentes en la fase de diseño preliminar de una misión espacial. Para dar esta posibilidad, el programa dispone de una base de datos interna con una gran variedad de motores de todo tipo.

- Cold Gas

En la **Figura 40** se puede la interfaz de diseño de sistemas propulsivos de gas frío basado en motores ya existentes. Como ya se ha explicado en el apartado 4.4.1, se tratan de los sistemas más sencillos que existen y, como tal, este sub-módulo resulta ser el más sencillo de todos los que componen el programa *IDR Prop&Launch*.

Figura 40 - Ventana de diseño basado en el estado del arte. *Cold Gas*

Una vez seleccionados los datos de entrada (parte superior), el usuario deberá elegir los siguientes parámetros de diseño:

- El material del depósito.
- El factor de seguridad de diseño del depósito.
- El *thruster* que se utilizará.
- Número de *thrusters*⁷.
- Propulsante.

Con todo esto, presionando el botón **Calculate**, el programa resolverá la ecuación del cohete para obtener los parámetros máxicos correspondientes que serán los datos de salida.

La resolución de la ecuación del cohete se lleva a cabo de forma iterativa. En estos sistemas propulsivos, la masa total se puede expresar de la siguiente manera:

$$m_{total} = m_{PL} + m_{thruster} + m_p + m_{wall} \quad (4.85)$$

Donde:

m_{PL} → Masa de la carga de pago.

$m_{thruster}$ → Masa de todos los *thrusters*.

m_p → Masa de propulsante.

m_{wall} → Masa del depósito.

⁷ La utilización de varios *thrusters* se hace para llevar a cabo tareas de control de actitud y maniobras en órbita mediante la aplicación de momentos con respecto al centro de gravedad del satélite. No se contempla la posibilidad del uso simultáneo de todos ellos para aumentar las prestaciones del sistema.

Dividiendo la ecuación (4.85) entre la masa total:

$$1 = r + \frac{m_p}{m_{total}} \cdot (1 + k) \quad (4.86)$$

Siendo $r = \frac{(m_{PL} + m_{thruster})}{m_{total}}$ la fracción de masa seca y $k = \frac{m_{wall}}{m_p}$ el factor estructural. Con esto, la ecuación del cohete se puede expresar así:

$$\Delta V = I_{sp} \cdot \ln \left(1 + \frac{k}{r} \right) \quad (4.87)$$

Para resolver la ecuación del cohete, se supone $k = 0$ en primera aproximación, obteniéndose así un valor inicial para la fracción de masa seca:

$$r = e^{\frac{-\Delta V}{I_{sp}}} \quad (4.88)$$

Conociendo r , es trivial obtener la masa total (m_{total}) y la masa de propulsante requerida (m_p).

$$m_{total} = \frac{m_{PL} + m_{thruster}}{r} \quad (4.89)$$

$$m_p = m_{total} - (m_{PL} + m_{thruster}) \quad (4.90)$$

Este valor de masa de propulsante no será el valor definitivo ya que se ha calculado con la hipótesis de que el depósito tiene masa nula ($k = 0$). El valor de masa de propulsante obtenido se utilizará como entrada ($m_p]_{old}$) para el proceso iterativo mostrado en la **Figura 41**.

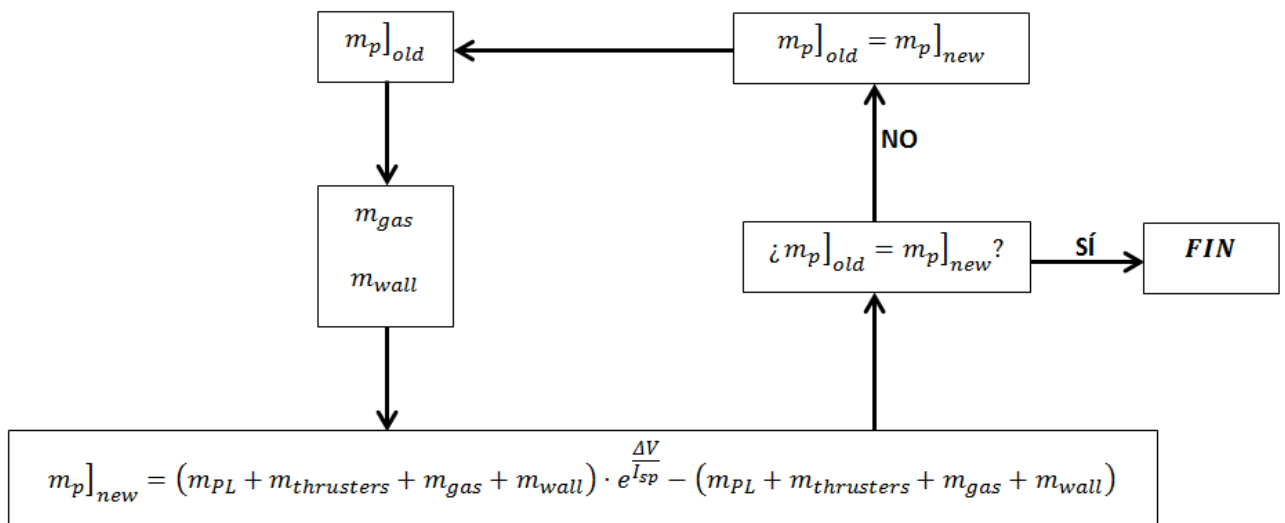


Figura 41 - Esquema iterativo para la ecuación del cohete en motor de gas frío.

Para el cálculo de la masa del depósito (m_{wall}) se utiliza el proceso de diseño de depósitos esféricos detallado en el apartado 4.4.1.

Presionando el botón **Finish**, se sacarán como *outputs* los principales parámetros del motor a la lista de motores de la ventana principal del programa.

- Liquid Monopropellant

En la **Figura 42** se muestra la interfaz de diseño de motores cohete termoquímicos de propulsante líquido monopropulsantes basado en sistemas ya existentes.

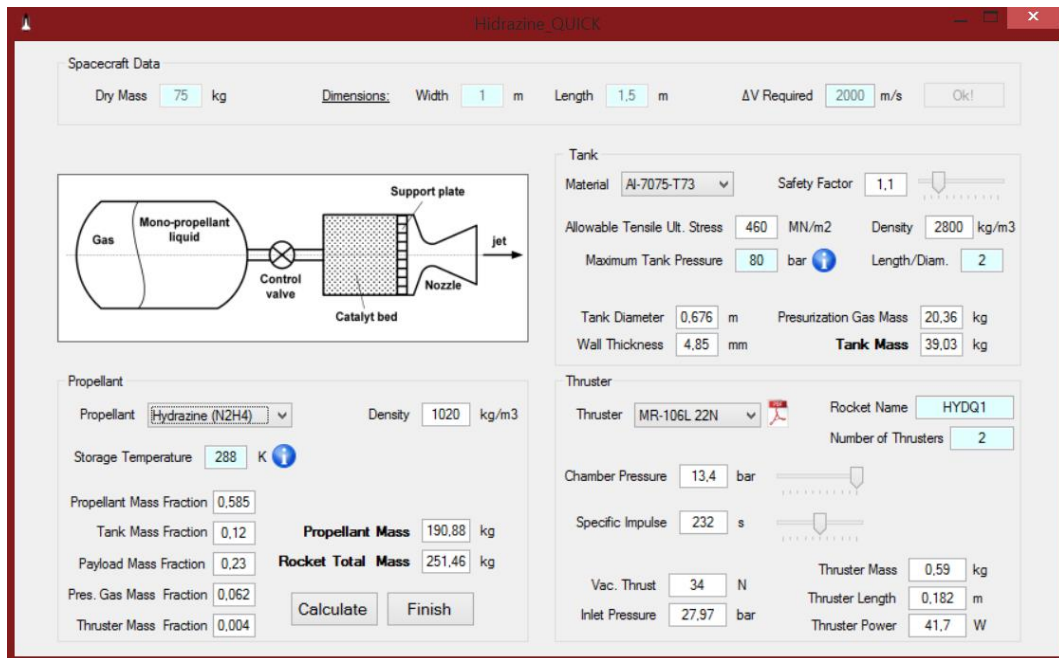


Figura 42 - Ventana de diseño basado en el estado del arte. Liquid Monopropellant

En este módulo, los parámetros de diseño a seleccionar por el usuario⁸ (una vez conocidos los datos de entrada) son:

- El material del depósito.
- El factor de seguridad de diseño del depósito.
- La presión máxima en el depósito.
- La relación longitud/diámetro del depósito.
- El *thruster* que se utilizará.
- Número de *thrusters*.
- Propulsante.
- Temperatura de almacenamiento del propulsante.

Además de lo anterior, se han añadido unas barras que permiten modificar el **impulso** y la **presión de cámara** entre sus valores máximo y mínimo especificados en

⁸ En algunos parámetros (*Maximum tank pressure* y *Storage temperature*) se añaden botones de ayuda para simplificar la labor del ingeniero.

los *datasheet* de cada uno de los *thrusters* (**Anexo 3**). Para explicar el efecto que tiene la variación de estos parámetros en el **empuje** y en la **presión de entrada**, es necesario recurrir a la teoría del motor cohete ideal.

Recuérdese que el empuje se puede escribir de la siguiente forma:

$$E = P_c A^* C_E \quad (4.91)$$

Donde la dependencia funcional del coeficiente de empuje (C_E) es la que sigue:

$$C_E = f\left(\gamma, \varepsilon \left(\frac{P_s}{P_c}\right), \frac{P_a}{P_c}\right) \quad (4.92)$$

De manera que asumiendo constantes γ (cambia poco al variar la presión de cámara) y ε (no varía la geometría de la tobera), y suponiendo funcionamiento en vacío ($P_a = 0$), se puede decir que el empuje **varía linealmente** con la presión de cámara.

$$E/E_0 = P_c/P_{c0} \quad (4.93)$$

Por su parte, para un valor constante de la presión de cámara, una variación del impulso **no afecta** al empuje del motor.

En el caso de la **presión de entrada** la cosa cambia. La presión de entrada se puede relacionar con la presión de cámara a través de la ecuación de Bernoulli.

Supóngase un fluido incompresible a través de un conducto a una presión de entrada (P_i) con velocidad despreciable en la línea de alimentación que se inyecta a una presión de cámara (P_c) a una velocidad de inyección (V_i).

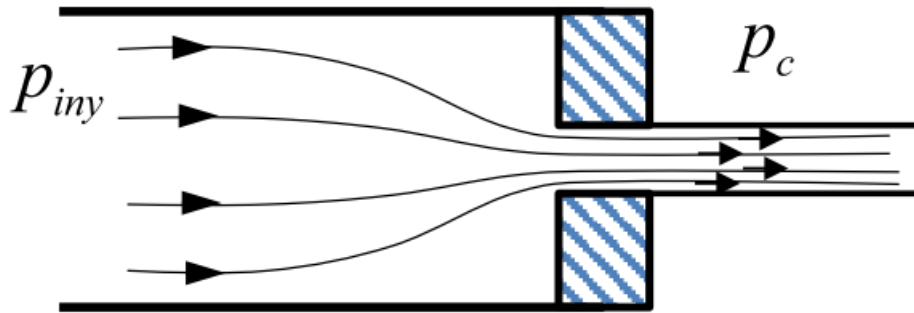


Figura 43 - Proceso simplificado de inyección [2]

Asumiendo que no hay pérdidas por viscosidad y suponiendo un perfil de velocidades uniforme a la salida se tiene la siguiente expresión:

$$P_i = P_c + \frac{1}{2} \rho V_i^2 = P_c + \frac{1}{2} \rho \left(\frac{\dot{m}}{\rho A_i} \right)^2 = P_c + \frac{1}{2 \rho A_i^2} \dot{m}^2 = P_c + K_i \cdot \dot{m}^2 \quad (4.94)$$

Con los *datasheet* de cada *thruster* se puede obtener el valor de la constante K_i y estudiar así la variación de la presión de entrada en función de la variación de la presión de cámara y el gasto másico.

Combinando las ecuaciones (4.44) y (4.48), se puede expresar el gasto másico de la siguiente forma:

$$\dot{m} = \frac{P_c A^* C_E}{I_{sp}} \quad (4.95)$$

De manera que se obtiene la siguiente dependencia funcional para la presión de entrada:

$$P_i = P_c + K_i \cdot f \left(\frac{P_c^2}{I_{sp}^2} \right) \quad (4.96)$$

Una vez introducidos todos los datos de entrada requeridos, al presionar el botón **Calculate**, se obtienen los parámetros másicos y el dimensionado del depósito de la misma forma que en el apartado anterior con las salvedades de que si la relación L/D es mayor que la unidad, se aplicará la teoría de depósitos con forma de píldora (ver apartado 4.4.2.1) y de que, si bien se sigue el modelo de la **Figura 41** para resolver la ecuación del cohete, las masas a tener en cuenta varían de acuerdo con el tipo de motor considerado.

- Liquid Bipropellant

En la **Figura 44** se muestra la interfaz de diseño de motores cohete termoquímicos de propulsante líquido bipropulsantes basado en sistemas ya existentes.

Figura 44 - Ventana de diseño basado en el estado del arte. Liquid Bipropellant

En este caso, los parámetros de diseño a introducir por el usuario dependen del tipo de motor seleccionado:

- **Motores de impulso elevado (*High impulse*):** Sistemas muy pesados diseñados para misiones en las que las solicitaciones son muy elevadas. Se utilizan principalmente en las primeras etapas de lanzadores donde el impulso total requerido varía entre 50MNs y 20000MNs.
- **Motores de impulso moderado (*Moderate impulse*):** Son sistemas más ligeros utilizados en las segundas o terceras etapas de lanzadores donde el impulso total requerido varía entre 10MNs y 50MNs.
- **Motores de bajo impulso (*Low impulse*):** Estos últimos motores se utilizan en maniobras de transferencia orbital donde el impulso total requerido varía entre 1MNs y 10MNs. Son motores que se caracterizan por la necesidad de operar después de haber pasado un largo tiempo en el espacio.

En el caso de seleccionar una de las dos primeras opciones, los parámetros de diseño a seleccionar por el usuario serán:

- El material del depósito de combustible.
- El factor de seguridad de diseño del depósito de combustible.
- La relación longitud/diámetro del depósito de combustible.
- El material del depósito de oxidante.
- El factor de seguridad de diseño del depósito de oxidante.
- La relación longitud/diámetro del depósito de oxidante.
- El motor que se utilizará.
- Número de *thrusters*.

Una vez introducidos los parámetros necesarios, al presionar el botón **Calculate** se resolverá iterativamente la ecuación del cohete siguiendo el proceso mostrado en la **Figura 41** con la particularidad de que, para este tipo de motores, hay que tener en cuenta dos depósitos. Todos los motores de impulso elevado y moderado que se recogen en la base de datos son sistemas **turboalimentados**.

Si por el contrario se selecciona un **motor de bajo impulso**, el proceso cambia y el único parámetro de diseño que el usuario debe seleccionar es el **motor** a utilizar. Estos motores están completamente prediseñados (incluidos los depósitos y la masa de propulsante) y la única tarea del *software* es comprobar si el sistema cumple con el requerimiento de ΔV . Al presionar el botón **Check**, el programa resolverá la ecuación del cohete obteniendo la masa de propulsante necesaria y determinando si el motor es adecuado para la maniobra o no.

- *Solid Propellant*

En la **Figura 45** se puede ver la interfaz de diseño de motores cohete termoquímicos de propulsante sólido basado en sistemas ya existentes.

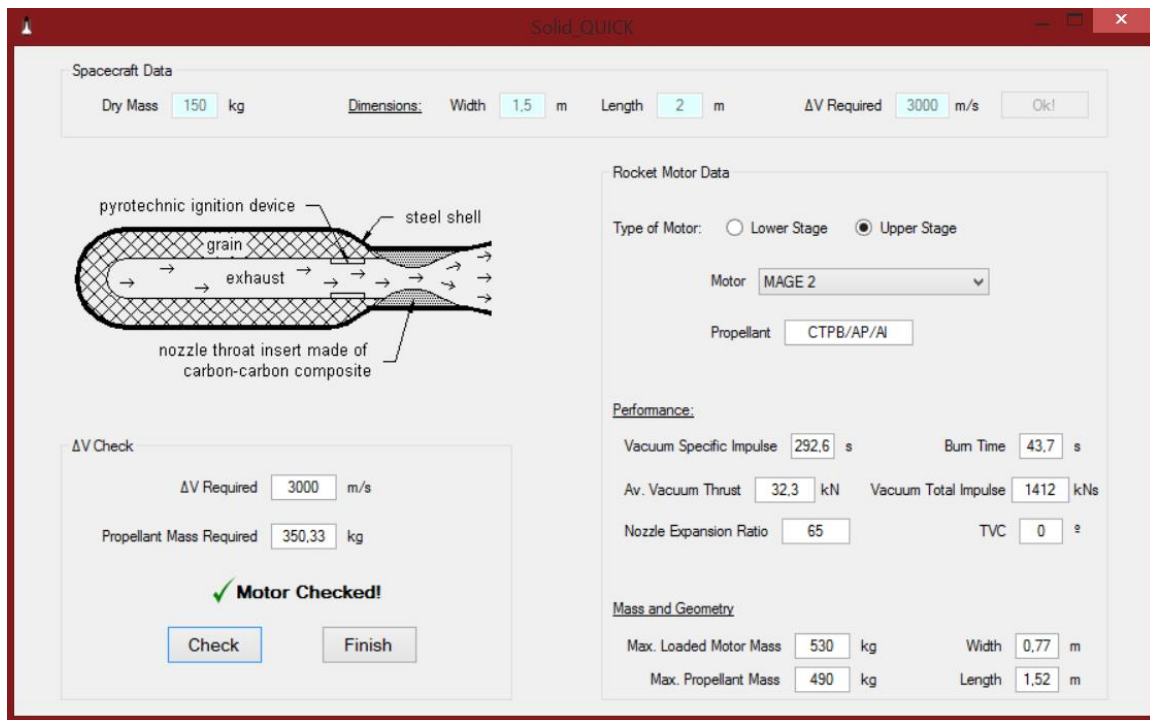


Figura 45 - Ventana de diseño basado en el estado del arte. *Solid Propellant*

Al igual que en el apartado anterior, hay dos posibles tipos de motor que se pueden seleccionar en este caso:

- **Lower stage:** Se trata de motores pesados y muy potentes, con aplicaciones similares a los motores líquidos bipropulsantes de alto impulso. Son motores utilizados para las primeras etapas de lanzador donde las prestaciones exigidas son muy elevadas.
- **Upper stage:** Estos motores son mucho más ligeros y de menor tamaño. Se suelen emplear en maniobras orbitales.

La elección de sistemas sólidos o líquidos será tarea del ingeniero de propulsión, el cual deberá seleccionar una u otra solución en función de los requisitos de cada misión de acuerdo a las características definitorias de ambas tecnologías (apartado 4.4).

Una vez elegido el motor a utilizar, se muestra en pantalla una gran cantidad de información sobre el mismo. Presionando el botón **Check**, el programa resuelve la ecuación del cohete obteniéndose la masa de propulsante que será necesario incluir en él. El motor será válido si la masa de propulsante requerida es menor que la máxima que puede incorporar el sistema.

- Electric Propulsion

Este módulo permite al usuario el diseño de motores cohete **electrostáticos**. En la **Figura 46** se muestra la interfaz de diseño de este módulo.

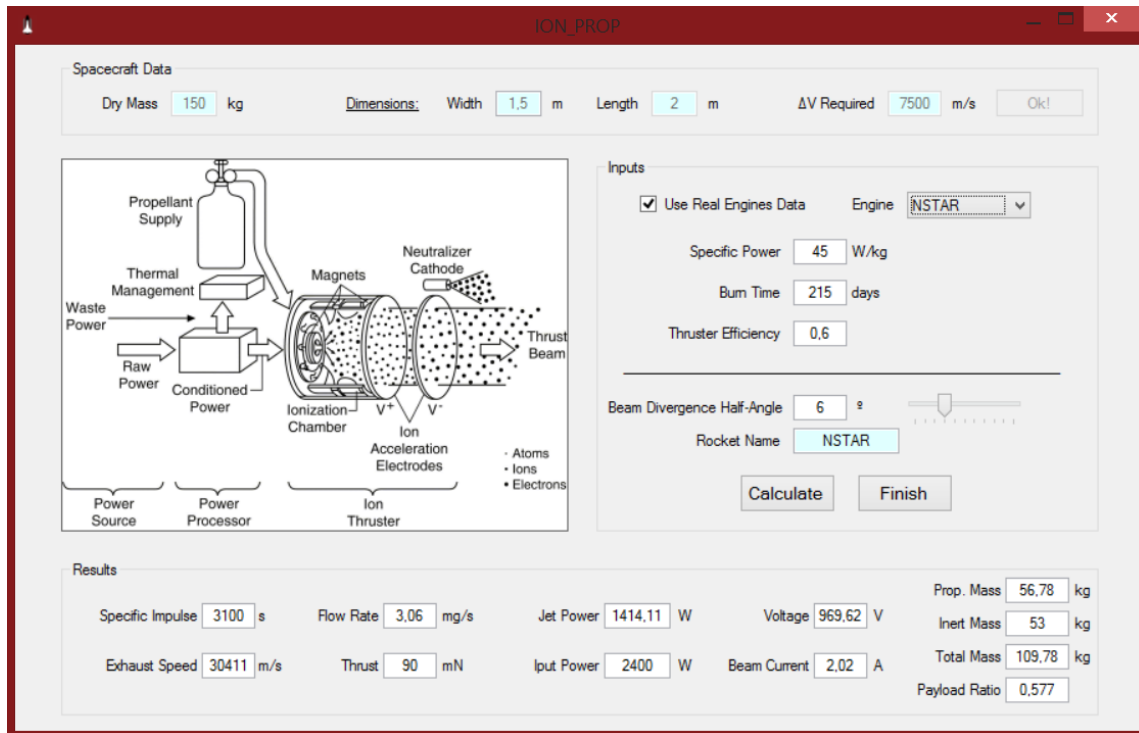


Figura 46 - Ventana de diseño basado en el estado del arte. *Electric Propulsion*

Una vez introducidos los datos del satélite y el requerimiento de ΔV , el diseño asistido aparecerá seleccionando la opción ***Use Real Engine Data***. Con esto, el usuario podrá seleccionar entre distintos motores ya existentes de manera que los únicos parámetros de diseño a introducir serán los siguientes:

- Nombre del motor.
- Semiángulo de divergencia del chorro de iones⁹.

Con todo esto, basándose en la teoría del apartado 4.4.3, al presionar el botón ***Calculate*** el programa obtiene todos los parámetros de salida.

Además de esta opción de trabajo, el sistema ofrece otra posibilidad. Si la opción ***Use Real Engine Data*** no está activa, el programa procederá a **optimizar el impulso específico** que **maximice la fracción de carga de pago** para un tiempo de misión dado y un valor de ΔV .

Para ello, los parámetros de entrada que debe introducir el usuario (además de los datos del satélite) son los siguientes:

- Requisito de ΔV .
- Tiempo de misión (t).

⁹ Como se ha dicho en la sección 4.4.3, este valor no suele sobrepasar los 20°

- Potencia específica del sistema (P_{sp}).
- Rendimiento del motor (η_m).
- Semiángulo de divergencia del chorro de iones.
- Nombre del motor.

En primer lugar, la fracción de carga de pago se puede expresar de la siguiente manera:

$$\frac{m_{PL}}{m_i} = \frac{m_f - m_{sc}}{m_i} = \frac{m_f}{m_i} - \frac{m_{sc}}{m_p} \frac{m_p}{m_i} \quad (4.97)$$

Por su parte, de la ecuación del cohete (4.21) se sabe que:

$$\frac{m_i}{m_f} = e^{\Delta V / I_{sp}} \quad (4.98)$$

Para la relación masa seca-masa de propulsante (m_{sc}/m_p) se puede hacer uso de las expresiones para la potencia.

$$P_{jet} = \frac{1}{2} \dot{m} V_e^2 = \frac{1}{2} \dot{m} I_{sp}^2 \quad (4.99)$$

Donde el gasto másico (\dot{m}) se puede expresar así:

$$\dot{m} = \frac{m_p}{t} \quad (4.100)$$

Siendo t el tiempo de misión. Mediante la ecuación (4.77), y definiendo la potencia específica como $P_{sp} = P_{in}/m_{sc}$, se llega a la siguiente expresión:

$$m_{sc} = P_{in}/P_{sp} = P_{jet}/(\eta_m P_{sp}) = \frac{1}{2\eta_m P_{sp}} \frac{m_p}{t} I_{sp}^2 \quad (4.101)$$

$$\frac{m_{sc}}{m_p} = \frac{1}{2\eta_m P_{sp}} \frac{I_{sp}^2}{t} \quad (4.102)$$

Finalmente, con la relación

$$\frac{m_p}{m_i} = 1 - e^{\frac{-\Delta V}{I_{sp}}} \quad (4.103)$$

E introduciendo las expresiones (4.98), (4.102) y (4.103) en la ecuación (4.97) se llega a lo siguiente:

$$\frac{m_{PL}}{m_i} = e^{-\Delta V / I_{sp}} - \frac{1}{2\eta_m P_{sp}} \frac{I_{sp}^2}{t} \cdot \left(1 - e^{\frac{-\Delta V}{I_{sp}}} \right) \quad (4.104)$$

Derivando esta expresión e igualando a cero, se obtiene el valor de impulso específico que maximiza la fracción de carga de pago. Una vez obtenido el valor del impulso específico, el resto de parámetros se obtienen haciendo uso de las ecuaciones anteriores y de la teoría de motores electrostáticos (apartado 4.4.3).

Por último, es interesante destacar una expresión que nos permite relacionar la **intensidad del chorro de iones** con el empuje del motor y el voltaje entre los electrodos.

$$E = \dot{m}I_{sp} = \sqrt{2(m_a/q)} \cdot I_b \cdot \Phi_{12} \quad (4.105)$$

4.6.2. Diseño detallado

Además de la posibilidad de diseñar sistemas propulsivos basándose en soluciones ya existentes, el módulo de diseño de motores del programa *IDR Prop&Launch* ofrece al usuario la posibilidad de obtener una nueva solución. Ésta será, como cabe esperar, una opción más compleja donde los parámetros a introducir por el usuario aumentan considerablemente al igual que los conocimientos previos requeridos al usuario.

Al igual que se procedió en el apartado 4.6.1, se detallará uno a uno los diferentes tipos de motores que se pueden diseñar.

- Cold Gas

A pesar de ser sistemas propulsivos sencillos cuyo desarrollo se remonta a muchos años atrás, sus bajas prestaciones han hecho que, a lo largo de estos años, no hayan evolucionado apenas y que la bibliografía acerca de ellos sea bastante escasa. Actualmente, con el auge de los microsátélites y los nanosatélites, esta opción está cobrando cada vez más importancia y se espera que los artículos e investigaciones científicas sobre ellos aumenten en los próximos años.

Debido a al escaso uso de estos motores, así como a la ausencia de bibliografía específica sobre ellos, el módulo de diseño detallado de motores de gas frío no ofrece ninguna diferencia con respecto al módulo de diseño basado en sistemas ya existentes. Al igual que en este último, se utilizarán *thrusters* ya existentes y se diseñará el depósito de propulsante además de resolver adecuadamente la ecuación del cohete.

- Liquid Monopropellant

En la **Figura 47** se muestra la interfaz de diseño detallado de motores cohete termoquímicos de propulsante líquido monopropulsantes.

The screenshot shows the 'Hydrazine_DETAILED' software interface. At the top, 'Spacecraft Data' includes Dry Mass (150 kg), Dimensions (Width 1 m, Length 1.4 m), and ΔV Required (2000 m/s). A schematic diagram illustrates the flow from a Gas/Mono-propellant liquid tank through a Control valve, Catalyt bed, and Nozzle, supported by a Support plate, resulting in a jet. The 'Tank' section specifies Material (Ti-6Al-4V), Safety Factor (1.1), Allowable Tensile Ult. Stress (900 MN/m²), Density (4430 kg/m³), Maximum Tank Pressure (85 bar), Length/Diam. (2), Tank Diameter (0.99 m), Presurization Gas Mass (75.44 kg), Wall Thickness (3.84 mm), and Tank Mass (104.03 kg). The 'Thruster' section is divided into 'Throat' and 'Exit' parameters. Throat parameters include Chamber Pressure (25 bar), Inlet Pressure (35 bar), Bed Loading Factor (0.05 g/mm²s), Room Pressure (0 bar), Amonia Dissociation (40 %), CC Contract. Ratio (15), Chamber Temperature (1192.9 K), Comb. Chamber Diameter (30 mm), Gamma (1.38), Nozzle Semiangle (15 °), Molar Mass (14.57 g/mol), and Nozzle Exp. ratio (20). Exit parameters include Pressure (0.07 bar), Temperature (240.39 K), Speed (1995.4 m/s), Mach (4.59), and Specific Impulse (218.89 s). The 'Geometry' section lists Exit Diam. (0.035 m), CB Length (0.017 m), and Thruster Length (0.067 m). The 'Propellant and Results' section shows Propellant (Hydrazine (N2H4)), Density (1020 kg/m³), Rocket Name (HYDD1), Storage Temperature (288 K), Propellant Mass Fraction (0.606), Tank Mass Fraction (0.124), Payload Mass Fraction (0.179), Pres. Gas Mass Fraction (0.09), Propellant Mass (506.75 kg), and Rocket Total Mass (686.22 kg). A 'Calculate' button is visible at the bottom right.

Figura 47 - Ventana de diseño detallado. *Liquid Monopropellant*

Este módulo sí que ofrece nuevas posibilidades con respecto al de diseño basado en el estado del arte. Mientras que el depósito del tanque de propulsante y la selección del propulsante no cambia, ahora ya no se eligen *thrusters* existentes; se diseña el que se va a utilizar.

Para ello, los parámetros de diseño a introducir por el usuario se indican a continuación:

- Presión de cámara.
- Factor de carga.
- Porcentaje de amoniaco disociado.
- Presión de entrada.
- Presión ambiente.
- Ratio de contracción de la cámara de combustión (A_c/A^*).
- Diámetro de la cámara de combustión.
- Semiángulo de la tobera.
- Ratio de expansión de la tobera (A_s/A^*).

Con todos los datos adecuadamente introducidos, al presionar el botón *Calculate* se inicia el proceso de cálculo. En primer lugar, haciendo uso de la ecuación (4.71) y de la teoría detallada en el **Anexo 2**, se calcula la **temperatura de cámara**, la **relación de calores específicos** y la **masa molar** de los gases de salida. Conociendo los parámetros termodinámicos en la cámara, se utiliza la teoría de motor cohete ideal (apartado 4.3) para resolver la tobera completamente.

La ecuación (4.70) permite calcular la **longitud de la capa catalizadora** y, conociendo las relaciones de áreas, es trivial obtener las dimensiones del *thruster*.

El valor del impulso específico se puede obtener fácilmente usando la teoría del apartado 4.3. En primer lugar, es posible expresar el gasto másico como:

$$\dot{m} = Z \cdot A_{CC} \quad (4.106)$$

Donde **Z** y **A_{CC}** corresponden respectivamente al **factor de carga** y al **área de la cámara de combustión**; los cuales son parámetros a introducir por el usuario. Con esto, el impulso específico se obtiene de la siguiente manera:

$$I_{sp} = E/\dot{m} = \eta_{nozzle}[V_s + A_s(P_s - P_a)] \quad (4.107)$$

Donde los parámetros a la salida se obtienen de resolver la expansión *isentrópica* en la tobera y el término η_{nozzle} corresponde a las pérdidas por **divergencia** suponiendo tobera cónica (ver **Anexo 1**).

Una vez obtenido el valor del impulso específico, se resolverá la ecuación del cohete siguiendo el esquema de la **Figura 41**. En este caso, dado que no se tienen datos para determinar la masa del *thruster*, se supondrá despreciable frente al resto de masas del problema.

- Liquid Bipropellant

En la **Figura 48** se muestra la interfaz de diseño detallado de motores cohete termoquímicos de propulsante líquido bipropulsantes.

The screenshot displays the 'LIQ BIP DETAILED' software interface. It includes sections for 'Spacecraft Data' (Dry Mass: 100 kg, Dimensions: Width 1 m, Length 1.5 m, ΔV Required: 2000 m/s), 'Tanks' (Fuel and Oxidizer tanks with material, stress, density, and mass inputs), 'Engine' (Thrust, chamber pressure, temperature, and geometry inputs), and 'Propellant and Results' (Rocket Name: LIQD1, Propellants: LH2-LOx, and calculated mass fractions). A schematic diagram of the engine is shown on the left.

Figura 48 - Ventana de diseño detallado. Liquid Bipropellant

En este módulo, las posibilidades son muy amplias. En primer lugar, el usuario deberá elegir el **método de presurización** que se empleará en el motor lo cual condicionará el proceso de diseño de los tanques.

- **Sistema presurizado:** Si se elige esta opción el motor llevará a bordo tres tanques (tanque de combustible, tanque de oxidante y tanque de gas presurizador). El usuario deberá seleccionar el material, el factor de seguridad y la relación longitud-diámetro con que se diseña cada uno de los depósitos. En este caso, la presión en los tanques de propulsante no será *input* ya que (como se ha explicado en el apartado 4.4.2.2) se tomará el valor de 1.5 veces la presión de cámara.
- **Sistema turboalimentado:** En este caso, no se requiere gas presurizador por lo que el número de tanques del sistema se reduce a dos. Ahora, la presión en los tanques sí será un *input* a introducir por el usuario.

Además del sistema de presurización, el usuario podrá elegir las **prestaciones generales** del sistema que quedarán definidas por su nivel de impulso total (*High impulse, moderate impulse, low impulse*). La selección de una opción u otra condicionará la **masa seca del motor** y la **relación empuje-peso** del mismo.

A la hora de seleccionar los propulsores, este módulo ofrece una gran novedad respecto a los anteriores. Activando la opción *Use predefined propellants*, el usuario decidirá entre cuatro de las combinaciones combustible-oxidante más usadas en el ámbito espacial:

- LH₂-LO_x
- MMH-NTO
- RP1-LO_x
- LH₂-LF₂

Además, también se podrá elegir entre dos valores de relación de mezcla en función de si se desea optimizar las prestaciones del sistema (impulso específico máximo) o si se opta por la sencillez estructural (igualdad de tanques).

Tabla 8 - Relaciones de mezcla para los distintos propulsores líquidos [2]

O/F	LH ₂ -LO _x	MMH-NTO	RP1-LO _x	LF ₂ -LH ₂
Max. I_{sp}	5	2.3	2.29	6
Equal tanks	16.1	1.674	1.39	21.17

La ventaja de seleccionar propulsores predefinidos es que el propio sistema calcula la temperatura de cámara, la masa molar de los gases y la relación de calores específicos en función de los valores de presión de cámara y relación de mezcla introducidos por el usuario.

Para ello, en lugar de introducir un resolovedor químico en el programa, se ha utilizado la herramienta online **CEA** con el fin obtener una serie de relaciones semiempíricas que ligen estos parámetros. El proceso seguido para ello así como los resultados obtenidos, se detallan en el **Anexo 4**.

Además de todo lo anterior, se requieren una serie de datos a introducir por el usuario que serán comunes independientemente del sistema que hayamos elegido:

- Presión de cámara.
- Presión ambiente.
- Longitud característica (L^*).
- Ratio de contracción de la cámara de combustión (A_c/A^*).
- Ratio de expansión de la tobera ($\varepsilon = A_s/A^*$).
- Rendimiento de la cámara de combustión.
- Semiángulo de la tobera.
- Relación empuje-peso del sistema.

Si no se ha elegido la opción *Use predefined propellants*, se deberán indicar además los siguientes parámetros termodinámicos en la cámara de combustión:

- Relación de mezcla (O/F).
- Temperatura de cámara.
- Relación de calores específicos.
- Masa molar de la mezcla de gases.

Con todo esto, presionando el botón **Calculate**, el programa resolverá el motor cohete haciendo uso de la teoría previa.

Para dimensionar el motor, el se utiliza el desarrollo que se muestra a continuación. Partiendo de la relación Empuje/peso, se puede determinar el valor del empuje:

$$E = \left(\frac{E}{W} \right)_s \cdot W_s \quad (4.108)$$

Siendo W_s el peso seco del motor (sin los depósitos). Con esto se puede obtener el gasto másico de la siguiente manera:

$$\dot{m} = \frac{E}{I_{sp}} \quad (4.109)$$

Y con ello obtener el área de la garganta como:

$$A^* = \frac{c^* \dot{m}}{P_c} \quad (4.110)$$

Conocida el área de la garganta, se puede usar el ratio de expansión de la tobera para obtener la sección de salida.

$$A_s = \varepsilon A^* \quad (4.111)$$

Y la longitud de la tobera:

$$L_{nozzle} = \frac{D_s - D^*}{2 \cdot \tan \alpha} \quad (4.112)$$

Siendo α el semiángulo de la tobera. Por último, se usa la longitud característica para obtener la longitud de la cámara de combustión.

$$A_c = \left(A_c / A^* \right) \cdot A^* \quad (4.113)$$

$$L_c = \frac{L^*}{A_c / A^*} \quad (4.114)$$

- Solid Propellant

En la **Figura 49** se muestra la interfaz de diseño detallado de motores cohete termoquímicos de propulsante sólido.

Figura 49 - Ventana de diseño detallado. Solid Propellant

Al igual que en el caso de los motores líquido bipropulsantes, este módulo permite realizar un diseño mucho más detallado del sistema. Como ya se ha visto previamente, los sistemas termoquímicos de propulsante sólido son mucho más sencillos que los de propulsante líquido y, por tanto, la cantidad de parámetros de diseño a introducir así como la complejidad de los cálculos será menor.

Al igual que en el caso de propulsante líquido, se incluye una opción que permite elegir entre tres propulsores predefinidos con el fin de ahorrar trabajo al ingeniero disminuyendo la cantidad de *inputs* a introducir.

Los parámetros de diseño a introducir por el usuario serán los siguientes:

- Nombre del motor.
- Presión de cámara.
- Presión ambiente.
- Relación longitud/diámetro de la carcasa ($L/D]_{case}$).
- Ratio de contracción de la cámara de combustión (A_c/A^*).
- Ratio de expansión de la tobera ($\varepsilon = A_s/A^*$).
- Rendimiento de la cámara de combustión.
- Semiángulo de la tobera.
- Propulsante a utilizar.

Si no se ha marcado la opción *Use predefined propellants*, se tendrán que incluir además los siguientes *inputs*:

- Densidad del propulsante.
- Temperatura de cámara.
- Relación de calores específicos.
- Masa molar de la mezcla de gases.

En el caso de los motores cohete de propulsante sólido no hay que dimensionar depósitos. El propulsante se aloja dentro de una **carcasa** la cual actúa como cámara de combustión. El usuario deberá seleccionar el material del que se fabricará la carcasa así como el factor de seguridad a utilizar.

Presionando el botón **Calculate**, el programa usará la teoría de motor cohete ideal para resolver el sistema, dimensionará la carcasa tratándola como un depósito con forma de píldora y resolverá la ecuación del cohete para obtener la masa de propulsante necesaria.

Para dimensionar la carcasa, conociendo la masa de propulsante y su densidad es trivial obtener el volumen necesario:

$$V_p = \frac{m_p}{\rho_p} \quad (4.115)$$

Conociendo el volumen de propulsante y la relación longitud-diámetro de la carcasa, el diámetro de la misma (D_c) se puede obtener resolviendo el siguiente sistema:

$$V_p \approx V_c = \frac{\pi d^2}{4} (L_c - D_c) + \frac{4}{3} \pi \left(\frac{d}{2}\right)^3 \quad (4.116)$$

$$L_c/D_c = C \equiv \text{Dato de entrada} \quad (4.117)$$

Introduciendo la ecuación (4.117) en la (4.116), se llega a la siguiente expresión para el diámetro de la carcasa:

$$D_c = \sqrt[3]{\frac{V_c}{\pi/4 (C - 1) + \pi/6}} \quad (4.118)$$

Con esto, y conocidas las diferentes relaciones de áreas, dimensionar la tobera es un problema trivial.

- Electric Propulsion.

Al igual que en el caso de los sistemas propulsión de gas frío, el diseño detallado y el diseño basado en el estado del arte se unen en un solo módulo. Esta ventana de diseño no ofrece ninguna novedad con respecto a la mostrada en la sección *Electric Propulsion* del apartado 4.6.1.

4.7. Casos comparativos de estudio

Como bien se ha explicado en el apartado 4.3, la teoría utilizada para resolver los sistemas propulsivos es la teoría de **motor cohete ideal**. En este apartado se pretende estimar su precisión y, para ello, se analizarán los resultados arrojados por los sub-módulos de diseño detallado del programa *IDR Prop&Launch* comparándolos con datos de motores reales.

- Motores cohete de propulsante líquido bipropulsantes

En estos sistemas existen tres partes claramente diferenciadas: el grupo **cámara de combustión-tobera**, el **sistema de alimentación**, y los **depósitos**. El sub-módulo de diseño detallado de motores estima las dimensiones del primer grupo así como sus principales características propulsivas para, posteriormente, obtener la masa de propulsante requerida para la misión y dimensionar los depósitos. Los motores utilizados para verificar la validez de la teoría usada por el programa se muestran a continuación:

1. HM 60 [9]

Este motor (también conocido como *Vulcain*) fue diseñado para la primera etapa del lanzador Ariane 5. Se trata de un motor potente, con un sistema **de presurización activa** y propulsado por LH_2 y LO_x .

2. LE-5A [9]

El motor LE-5 fue desarrollado como la segunda etapa del lanzador japonés H1. Debido a su éxito, una versión ligeramente modificada del mismo (LE-5A) se utiliza actualmente en el sucesor del H1; el vehículo lanzador H2. Este nuevo motor es muy parecido al anterior con la salvedad de que se ha eliminado el generador de gas que se utilizaba en el circuito de presurización y se ha sustituido por un sistema de sangrado de hidrógeno que acciona las turbinas antes de refrigerar la tobera. Esta modificación ha conseguido una disminución de peso de aproximadamente 10 kg y ha permitido un aumento del impulso específico del sistema.

3. RL10A-3-3 [22]

El motor RL10A de Pratt&Whitney fue el primer motor operativo de $\text{LH}_2\text{-LO}_x$ del mundo haciendo su primer vuelo en 1963. Se trata de un motor turboalimentado que ha ido evolucionando con el tiempo de manera que sus versiones más actuales se utilizan en los lanzadores Atlas y Titan 4.

4. J-2 [23], [24]

El motor J-2 fue el motor cohete propulsado por $\text{LH}_2\text{-LO}_x$ más grande antes de los SSME (*Space Shuttle Main Engines*) del transbordador espacial. Fue el sistema incorporado a bordo del Saturno V y se caracterizaba por su facilidad de reencendido.

Tras esto, a continuación se muestran los resultados de comparar los datos reales con los arrojados por el programa *IDR Prop&Launch*.

Tabla 9 - Comparación de datos de motores de propulsante líquido

Nombre	HM60		LE-5A		RL10A-3-3		J-2	
	Datos Fabricante	Datos Calculados	Datos Fabricante	Datos Calculados	Datos Fabricante	Datos Calculados	Datos Fabricante	Datos Calculados
Pres. System	Pump-fed	Pump-fed	Pump-fed	Pump-fed	Pump-fed	Pump-fed	Pump-fed	Pump-fed
Propellants	LOX/LH2	LOX/LH2	LOX/LH2	LOX/LH2	LOX/LH2	LOX/LH2	LOX/LH2	LOX/LH2
O/F	5,3	5	5	5	5	5	5	5
Pc [bar]	105	105	38,5	38,5	32,75	32,75	52,61	52,61
CC cont. Ratio	-	2,5	-	2,5	-	2,5	-	2,5
Epsilon	45	45	130	130	57	57	27,5	27,5
CC Efficiency	-	0,95	-	0,95	-	0,95	-	0,95
Nozzle Semiangle [°]	-	15	-	15	-	15	-	15
T/W Ratio	84	84	50,6	50,6	51,72	51,72	66,1	66,1
Dry Mass [kg]	1300	1300	245	245	131,54	131,54	1578	1578
////////////////////////////////////								
Length [m]	3	3,12	2,7	3,08	1,78	1,75	3,38	3,23
Impulse [s]	430	439	452	460,04	444	444,3	427	427,7
Chamber Temperature [K]	>3200	3311,5	-	3238,2	-	3225,4	-	3262
Exit diam. [m]	2,27	1,75	1,65	1,6	1	0,87	1,96	1,91

La tabla se divide en dos partes: los datos de entrada (parte superior) y los datos de salida (parte inferior). Los datos de entrada que no se han encontrado acerca de los motores se han introducido basándose en motores ya existentes. Respecto a los datos de salida, se puede comprobar la **elevada precisión** que ofrece la teoría utilizada.

Una vez resuelto el grupo **cámara de combustión-tobera**, el programa resuelve la ecuación del cohete y dimensiona los depósitos. Como ya se ha mencionado en el apartado 4.2, el término ΔV de la ecuación del cohete utilizada engloba los efectos **gravitatorios** y de **resistencia aerodinámica** que son importantes en fases de lanzamiento y se atenúan notablemente en el entorno espacial. La precisión de la ecuación dependerá del entorno en el cual nos encontremos.

- Motores cohete de propulsante sólido

Estos sistemas tienen una estructura muy distinta a los anteriores. Se tratan de sistemas en los que la cámara de combustión y el depósito se “fusionan” en un único elemento denominado **carcasa**. El sub-módulo de diseño detallado de motores de propulsante líquido resuelve la tobera y dimensiona la carcasa que será necesaria para alojar el propulsante requerido para la misión.

Los motores utilizados para verificar la validez de la teoría usada por el programa se muestran a continuación:

1. Ariane 5 P-230 [20]

Este sistema es uno de los *boosters* desarrollados para el primer lanzador de la familia Ariane 5. Se trata de un motor tremendamente potente que mide más de 24 metros y tiene una masa de casi 279 toneladas.

2. Star 37-FM [20]

Este motor pertenece a la serie americana *Spherical Thiokol Apogee Rocket* (STAR), los cuales se desarrollaron especialmente para su uso como sistemas para transferencias orbitales y etapas finales de lanzadores. Tienen un ratio de éxito del 99.9% en cerca de 2100 vuelos.

Tras esto, en la **Tabla 10** se muestran los resultados de comparar los datos reales con los arrojados por el programa *IDR Prop&Launch*.

Como se puede ver, la precisión conseguida es más alta para el motor pequeño y disminuye para el caso del *booster*. El programa estima el grosor de la carcasa y su masa mediante la teoría de depósitos presentada en la sección 4.

Cabe destacar que, al igual que se obviaba todo el sistema de alimentación en el caso anterior, los motores cohete de propulsante sólido incluyen otros elementos que el programa, al tratarse de una herramienta para diseño preliminar, no tiene en cuenta cuando realiza la estimación másica (tobera, sistemas pirotécnicos, revestimientos térmicos, etc.) y que pueden llegar a ser de importancia.

Tabla 10 - Comparación de datos de motores de propulsante sólido.

	Ariane 5 P-230		STAR 37 FM	
Name	Datos Fabricante	Datos Calculados	Datos Fabricante	Datos Calculados
Propellant	HTPB 1814	HTPB 1814	HTPB 1814	HTPB 1814
Chamber Pressure [bar]	61	61	41,4	41,4
L/D (case)	8,12	8,12	1,35	1,35
CC Contract. Ratio	-	2,5	-	2,5
Epsilon	11	11	50,9	50,9
CC efficiency	-	0,95	-	0,95
Nozzle Semiangle [°]	~15,4	15	-	15
////////////////////////////////////				
Chamber Temperature [K]	-	3366	-	3335,8
Impulse [s]	275,4	271,92	291,8	300
Prop. Mass [kg]	237700	237682	1066	1062
Case Length [m]	24,77	22,74	1,25	1,22
Case Material	LESCALLOY D6AC	LESCALLOY D6AC	Ti-6Al-4V	Ti-6Al-4V
Case SF	1,25	1,3	1,25	1,3
Case Thickness [mm]	8	7,07	-	2,04
Case Mass [kg]	19700 (5000 Thermal Protection)	11820	32,11	32,3

- Motores cohete de propulsante líquido monopropulsantes

Los *thrusters* de hidracina se usan en una enorme cantidad de satélites para las maniobras orbitales y control de actitud. El programa *IDR Prop&launch* hace una estimación de las dimensiones y de las prestaciones de los mismos partiendo de unos datos de entrada.

La teoría utilizada para el dimensionado se puede consultar en el apartado 4.4.2.2 y la precisión del método se analiza en la referencia [8]. En cuanto a las prestaciones, utilizando como modelo los *thrusters* del **Anexo 3**, se consiguen unos valores de impulso de entre 210 y 250 segundos; valores propios para esta tecnología.

Uno de los principales problemas a la hora de buscar información en este campo de la ingeniería aeronáutica es la alta confidencialidad. Es decir, los fabricantes ponen a disposición del público pocos datos acerca de sus nuevos sistemas propulsivos y han de pasar muchos años hasta que toda la información acerca de un motor cohete se desclasifica y el público puede acceder a ella.

Como se ha visto en este apartado, los sub-módulos de diseño detallado resultan ser una muy buena herramienta didáctica para la caracterización y dimensionado de los principales elementos de un motor cohete pero, para la estimación másica (que es muy importante en una misión espacial) es más recomendable usar los sub-módulos de diseño basado en el estado del arte.

4.8. Ejemplo de aplicación

En este apartado se pretende ejemplificar el proceso de diseño de un sistema propulsivo para una determinada misión espacial utilizando el programa *IDR Prop&Launch*.

Supóngase que el Instituto Universitario de Microgravedad “Ignacio Da Riva” (IDR/UPM) desea lanzar un satélite al espacio para realizar mediciones de densidad de iones en la ionosfera entre los 200 y los 500 km de altitud. Para ello, se ha realizado diseñado el diseño preliminar del *IDR Ion-51*, un pequeño satélite cuyas características principales se detallan a continuación:

Tabla 11 - Algunas de las características del satélite *IDR Ion-51*

Masa [kg]	30
Anchura [m]	0,5
Longitud [m]	0,5

Para reducir los costes de la misión, el lanzamiento será **compartido**, de manera que el *IDR Ion-51* será una más de las 3 cargas de pago que un lanzador Vega depositará en una órbita polar de 1200 km de altura. El carenado que se le asigna al satélite a bordo del lanzador permite una masa máxima de **400 kg** y las medidas del satélite deben de ser menores de **1 m** de anchura y **1.5 metros** de longitud.

Tras un primer proceso de análisis de misión, se decide recurrir a la resistencia aerodinámica de la atmósfera para que el satélite vaya cayendo y recolecte datos a lo largo de toda la gama de alturas desde los 500 km hasta los 200 km. La secuencia de la misión sería la siguiente:

- Llegada a órbita polar. 1200 km de altura.
- Maniobra de cambio a órbita elíptica. Impulso de frenado para reducir la altura de perigeo hasta los 100 km. El apogeo se reduce a 500 km de altura.
- En el perigeo, la resistencia aerodinámica será importante (mucho mayor que en el apogeo) y el efecto de esto se puede aproximar a un impulso de frenado en el perigeo cada vez que el satélite pasa por él.
- Debido a este efecto de “frenado” la altura del apogeo irá disminuyendo en cada vuelta. Cada vez que el satélite pase por el apogeo tomará las medidas oportunas.
- Cuando la altura del apogeo sean 200 km, la misión habrá finalizado y se producirá la reentrada del *IDR Ion-51*.

El ingeniero de órbitas hace un primer análisis de la misión y concluye que la duración de la misma será de 10 días. Además, establece que ΔV requerido para alcanzar la órbita elíptica deseada desde la órbita polar de aparcamiento y para la reentrada final es de **700 m/s** aproximadamente.

Con estos datos, el ingeniero de propulsión recurrirá al módulo de diseño de motores basado en el estado del arte del programa *IDR Prop&Launch* para conseguir el sistema propulsivo más apropiado. Tras varios diseños, se obtendrán unos resultados similares a los que se muestran a continuación:

Tabla 12 - Algunos sistemas de propulsión posibles

Nombre	Tipo	Propulsante	Impulso [s]	Masa Propulsante [kg]	Masa Total [kg]
MAGE 1	Prop. Sólido	CTPB/AP/Al	295	17,51	51,51
AVUM	Liq. Biprop.	UDMH/NTO	315,5	113,7	531,7 ¹⁰
RL 10A-3-3A	Liq. Biprop.	LH ₂ /LO _x	444,4	183,18	31,62
MR-104A/C 440N	Liq. Monop.	Hidracina (N ₂ H ₄)	239	12,98	20,27

Como se puede ver en la tabla, hay varias opciones posibles. En un proceso de diseño preliminar real el ingeniero deberá elegir aquel que mejor convenga según diversos factores.

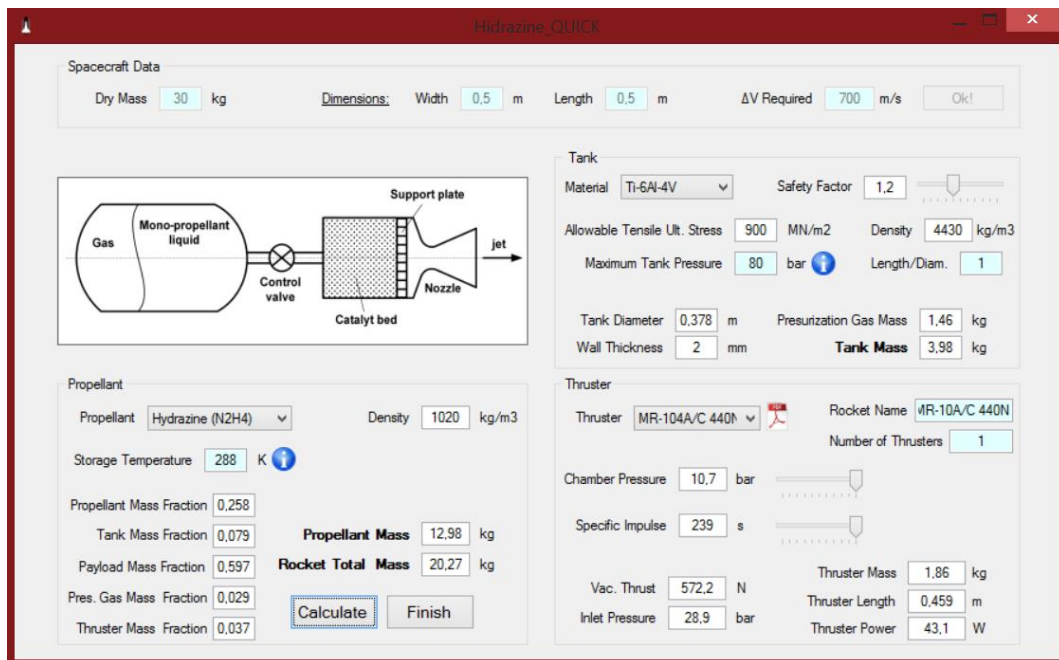


Figura 50 - Proceso de diseño del motor MR-104A/C 440N

Por ejemplo, si bien la masa total del motor **MR-104A/C 440N** es menor que la del **MAGE 1**, se requerirá diseñar los tanques de propulsante así como el circuito de alimentación y, al final, puede resultar más caro y costoso que elegir el motor de propulsante sólido que ya se puede adquirir listo para usar.

¹⁰ El color rojo indica que excede la masa límite permitida para el lanzamiento.

4.9. Referencias

- [1] *Space Mission Analysis and Design, Third Edition*. W. Larson, J. Wertz [1999]
- [2] *Motores Cohete. Apuntes*. J.M. Tizón [2014]
- [3] *Motores Cohete. Presentaciones*. J.M. Tizón [2014]
- [4] *Historia, Evolución y Estado Actual de los Motores Cohete*. J.J. Salvá
- [5] *Teoría Sobre Motores Cohete de Propelente Sólido*. Richard Nakka
- [6] *Vehículos Espaciales. Apuntes*. P. Sanz-Aránguez, T. Elices Concha [1999]
- [7] *Update of Cold Gas Propulsion at Moog*. Raymond Bzibziak [2000]
- [8] *Cold Gas Propulsion System - An Ideal Choice for Remote Sensing Small Satellites*. Assad Anis. NED University of Engineering and Technology. Pakistan. [2012]
- [9] *Modern Liquid Propellant Rocket Engines*. B.T.C. Zandbergen. [2000]
- [10] *Rocket systems (and their components). Collection of data sheets*. B.T.C. Zandbergen [2006]
- [11] *Electric Propulsion: Which One for my Spacecraft?* Ian J.E. Jordan [2000]
- [12] *Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters*. Dan M. Goebel et al. [2008]
- [13] *Rocket Propulsion Elements. Seventh Edition*. George P. Sutton, Oscar Biblarz [2001]
- [14] *The Status of Monopropellant Hydrazine Technology*. T.W. Price, D.D. Evans. California Institute of Technology. [1968]
- [15] *Perry's Chemical Engineers' Handbook. Seventh Edition*. Robert H. Perry. [1997]
- [16] *Modelling of Hydrazine Decomposition for Monopropellant Thrusters*. A.E. Makled, H.Belal. [2009]
- [17] *Pressurization Systems for Liquid Rockets*. Howard W. Douglass. [1975]
- [18] *Design and Analysis of Rocket Motor Casing by Using Fem Technique*. Siva Sankara Raju R et al. [2013]
- [19] *Solid Propellant Selection and Characterization*. Howard W. Douglass. [1971]
- [20] *Some Typical Solid Propellant Rocket Motors*. B.T.C. Zandbergen. [2013]

- [21] *Solid Rocket Motor Metal Cases*. Howard W. Douglass. [1970]
- [22] *RL10 Liquid Rocket Engine Installation Handbook*. Pratt & Whitney Aircraft. [1966]
- [23] *Skylab Saturn IB Flight Manual*. National Aeronautics and Space Administration (NASA). [1972]
- [24] *J-2 Engine Fact Sheet*. National Aeronautics and Space Administration (NASA). [1968]
- [25] *Student Concurrent Design Tool (SCDT): Propulsion Subsystem*. Eduardo Zornoza, Carlos Gómez-Calero, Carlos López de Echazarreta. [2011]
- [26] <http://www.lr.tudelft.nl/en/organisation/departments/space-engineering/space-systems-engineering/expertise-areas/space-propulsion/>
- [27] http://wiki.seds.org/index.php?title=Hybrid_Oxidizer_Tank
- [28] http://dawn.jpl.nasa.gov/mission/ion_prop.asp
- [29] Comunicaciones privadas con el professor Barry Zandbergen de la Universidad de Delft.

5. Vehículos Lanzadores.

5.1. ¿Qué es un vehículo lanzador?

Para que un satélite pueda operar en una órbita terrestre es necesario inyectarlo y esto no resulta ser tarea fácil. Los únicos artefactos creados por el hombre que son capaces de situar una carga de pago en órbita reciben el nombre de **vehículos lanzadores** (también llamados inyectores). Inicialmente estos vehículos no diferían mucho de los misiles tradicionales pero, a lo largo de los años, fueron evolucionando con el fin de reducir los riesgos y los costes de las misiones para las cuales se utilizaban. Esta reducción de riesgos y de costes resulta fundamental para las empresas que trabajan en el sector, y el indicador más adecuado para conocer el éxito de su gestión es el número de lanzamientos sin fallo.



Figura 51 - Familia de lanzadores Ariane 5 [14]

A pesar de que existen multitud de lanzadores distintos, cada uno con sus particularidades, en todos ellos podemos ver al menos tres elementos comunes:

- Primeras Etapas: Se tratan de grandes motores, generalmente de propulsante sólido o líquido, cuya misión es dar los primeros valores de ΔV del proceso de inyección del satélite. Son los motores más potentes de todo el vehículo.
- Últimas Etapas: Estas últimas etapas están constituidas por motores más pequeños. Son motores utilizados en las últimas fases del vuelo ascensional para realizar correcciones o maniobras de cambio de órbita. La masa que tienen que transportar es más pequeña y por tanto no necesitan ser tan potentes como los anteriores.
- Alojamiento de la Carga de Pago (Payload Fairing): La misión de los lanzadores es colocar un satélite en órbita. Para ello se dispone de un compartimento en la parte superior del vehículo lanzador que permite alojar una o varias cargas de pago. En los manuales de usuario de cada lanzador se especifica, entre otras cosas, las dimensiones de este compartimento así como sus condiciones ambientales durante el vuelo.

Una de las características diferenciales de los vehículos lanzadores y que ha permitido una gran reducción de los costes ha sido **el multiescalonamiento**. A diferencia de un misil tradicional que posee una única etapa, los lanzadores más modernos cuentan con hasta 3 o incluso 4 etapas de manera que, a medida que cada una se consume, ésta se separa del vehículo.

Esta separación permite reducir la masa seca del vehículo disminuyendo en gran medida la cantidad de propulsante necesaria para un valor fijo de ΔV . Una forma muy gráfica de ver esto es comparar el valor ideal de ΔV que alcanzaría un lanzador multiescalonado frente al de un lanzador con una única etapa.

Supóngase un vehículo lanzador con cuatro escalones de propulsante sólido de $I = 265 \text{ s}$, que pretende colocar en órbita un satélite de 100 kg de masa:

Tabla 13 - Escalones de un vehículo lanzador genérico [3]

Escalón	m_i	m_{si}	m_{pi}
	(kg)	(kg)	(kg)
1	10.700	1.391	9.309
2	4.400	572	3.828
3	1.300	169	1.131
4	300	39	261
Carga útil	100	----	----

Si el lanzador tuviese una única etapa:

$$\Delta V = g_0 I \cdot \ln \left(\frac{m_i}{m_f} \right) = 2597 \cdot \ln \left(\frac{16800}{2271} \right) = 5.197 \text{ km/s} \quad (5.1)$$

Si se recurre al multiescalonamiento de forma que, cuando un escalón se consume éste se desprende del vehículo antes de iniciarse el siguiente:

$$\Delta V = \sum \Delta V_i \quad (5.2)$$

De manera que:

$$\Delta V_1 = g_0 I \cdot \ln \left(\frac{m_i}{m_f} \right)_1 = 2597 \cdot \ln \left(\frac{16800}{7491} \right) = 2.098 \text{ km/s} \quad (5.3)$$

$$\Delta V_2 = g_0 I \cdot \ln \left(\frac{m_i}{m_f} \right)_2 = 2597 \cdot \ln \left(\frac{6100}{2272} \right) = 2.565 \text{ km/s} \quad (5.4)$$

$$\Delta V_3 = g_0 I \cdot \ln \left(\frac{m_i}{m_f} \right)_3 = 2597 \cdot \ln \left(\frac{1700}{569} \right) = 2.842 \text{ km/s} \quad (5.5)$$

$$\Delta V_4 = g_0 I \cdot \ln \left(\frac{m_i}{m_f} \right)_4 = 2597 \cdot \ln \left(\frac{400}{139} \right) = 2.745 \text{ km/s} \quad (5.6)$$

Y sumando lo anterior:

$$\Delta V = \sum \Delta V_i = 10.25 \text{ km/s} \quad (5.7)$$

Que resulta ser casi el doble de lo que se consigue con una única etapa. Como se puede ver, la mejora en las prestaciones gracias al multiescalonamiento es muy grande lo cual justifica su mayor complejidad.

5.2. Secuencia de lanzamiento y capacidad para realizar la misión.

Una característica importante de los vehículos lanzadores es su **perfil ascensional**. Esto se define como la trayectoria que sigue el vehículo desde que se produce el despegue hasta la inyección en órbita de la carga de pago y suele caracterizarse por su alta complejidad. La **Tabla 14** muestra la secuencia de lanzamiento típica del Ariane 5.

Tabla 14 - Secuencia de vuelo del vehículo lanzador Ariane 5 [4]

Launch sequence	Timing	Launch events	Altitude (km)
H0	0 : 00 : 00	Vulcain 2 ignition	
H0 + 7 s	0 : 00 : 07	EAP ignition and <u>liftoff</u>	0
H0 + 138 s	0 : 02 : 18	EAP separation	61
H0 + 209 s	0 : 03 : 29	Fairing separation	107
H0 + 540 s	0 : 09 : 00	EPC separation	133
H0 + 547 s	0 : 09 : 07	1st boost EPS	134
H0 + 1030 s	0 : 17 : 10	Shut down EPS/ballistic phase	146
H0 + 3730 s	1 : 02 : 10	2nd boost EPS	270
H0 + 3760 s	1 : 02 : 40	Shut down EPS	270
H0 + 3999 s	1 : 06 : 39	Separation ATV	273
H0 + 8667 s	2 : 24 : 27	3rd boost EPS	261
H0 + 8683 s	2 : 24 : 43	Shut down EPS	261
H0 + 8937 s	2 : 28 : 57	Start of EPS reentry phase	255

Como se puede ver, se comienza con el arranque del motor *Vulcain 2* para comprobar su correcto funcionamiento antes del despegue. Pasados siete segundos, cuando el ordenador de a bordo ha comprobado el correcto funcionamiento del sistema propulsivo, se autoriza el despegue mediante la ignición de los dos *boosters* de propulsante sólido laterales los cuales se separan pasados unos dos minutos aproximadamente.

Cuando las condiciones exteriores son adecuadas, se produce también la separación del carenado que protege la carga de pago (*fairing*) y, tras esto, se produce la separación de la etapa principal del vehículo (motor *Vulcain 2*).

El arranque de la etapa superior tiene lugar unos pocos segundos después de la separación de la etapa principal y, tras un tiempo de funcionamiento, ésta recibirá la orden de apagado una vez que el algoritmo de guiado detecte que se ha alcanzado la órbita final.

Por último, tras la separación de la carga de pago, se procederá a **pasivar** la etapa superior del lanzador orientándola en una dirección segura (con respecto a la carga de pago) y consumiendo el propulsante restante.

La trayectoria ascensional típica de “ascenso directo” de un lanzador está constituida por varias fases con distintas leyes de vuelo:

1. **Ascenso vertical** con una aceleración pequeña para permitir el paso por las densas capas atmosféricas.
2. Maniobra de **cabeceo** hacia el acimut requerido de lanzamiento. Esto se discutirá en el apartado 5.3.
3. **Giro por gravedad** en atmósfera densa. Esta es una maniobra con ángulo de ataque nulo, por lo que el giro de la trayectoria se debe solamente a la acción de la gravedad. Colocando un ángulo de ataque nulo se busca evitar las cargas laterales aerodinámicas sobre el vehículo.
4. Vuelo en atmósfera poco densa. Para maximizar la altura de inyección se debe introducir una ley de **variación lineal del ángulo de empuje**.
5. **Vuelo horizontal de inyección** en órbita.

Cabe esperar que el sistema de guiado necesario para lograr esta secuencia de lanzamiento haya de ser complejo.

Cada vehículo lanzador está capacitado para elevar un peso máximo y para alcanzar ciertas órbitas. Como ya se ha explicado, los lanzadores no suelen alcanzar la órbita final sino que inyectan el satélite en lo que se conoce como ***parking orbit*** y serán los motores que el propio satélite lleva a bordo los que lo coloquen en la órbita final de operación.

Comercialmente, las órbitas más empleadas son las LEO y las GEO. Las órbitas LEO (*Low Earth Orbit*) son órbitas de baja altura (hasta unos 2000 km), generalmente usadas por compañías de telefonía móvil y de comunicación de datos, como las constelaciones *Orbcomm*, *Iridium* y *Globalstar*.

Por su parte las órbitas GEO (*Geostationary Equatorial Orbit*), situadas a 35800 km de la Tierra aproximadamente, poseen aproximadamente el mismo periodo que el de rotación de la Tierra por lo que siempre cubren la misma zona geográfica. Algunos ejemplos de satélites en órbitas GEO son los *Intelsat*, *Hispasat*, o el TDRS-7. Normalmente un lanzador no puede alcanzar directamente una órbita GEO (salvo algunos que incluyen etapas superiores adicionales), por lo que sitúa el satélite en una

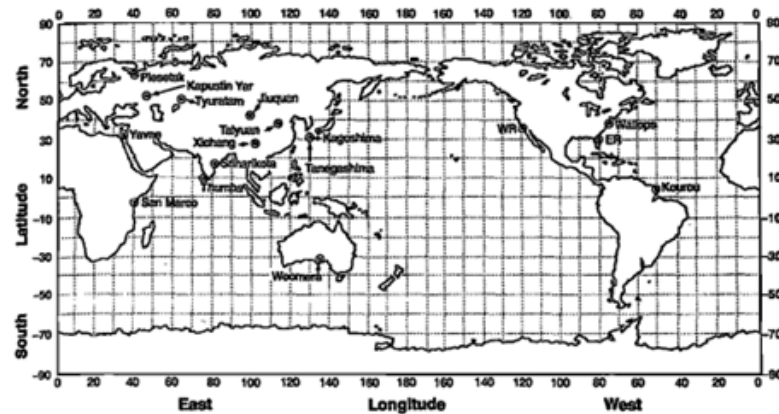
órbita GTO (*Geosynchronous Transfer Orbit*) y son los motores del propio satélite los que realizan la transferencia orbital.

Otro tipo de órbitas utilizadas son las MEO (*Mid Earth Orbit*), situadas a una altura entre las LEO y las GEO. Se utilizan principalmente por satélites de navegación.

5.3. Base de lanzamiento (*Launch site*).

La base de lanzamiento resulta ser crucial en la mayoría de las misiones espaciales ya que, seleccionando el más adecuado, se podrá reducir la complejidad de las maniobras posteriores de transferencia orbital o el precio de los motores del satélite. Por otro lado, cada vehículo inyector suele tener asociado un único lugar de lanzamiento y por tanto, en muchas ocasiones será necesario recurrir a una solución de compromiso.

En la **Figura 52** se puede ver el nombre y la localización de algunas de las bases de lanzamiento más utilizadas.



Launch Site	Map Designation	Country	Latitude (deg min)	Longitude (deg min)
Western Range	Vandenberg AFB, CA	United States	34 36 N	120 36 W
Eastern Range	Cape Canaveral AFS, Cape Kennedy Space Center	United States	28 30 N	80 33 W
Wallops Island	Wallops, VA	United States	37 51 N	75 28 W
Kourou Launch Ctr	Kourou	CNES/Arianespace	5 32 N	52 46 W
San Marco Launch Platform	San Marco	Italy	2 56 S	40 12 E
Plesetsk	Plesetsk	Russia	62 48 N	40 24 E
Kapustin Yar	Kapustin Yar	Russia	48 24 N	45 48 E
Tyuratam (Baikonur)	Tyuratam	Russia	45 54 N	63 18 E
Thumba Equatorial Station	Thumba	UN/India	8 35 N	76 52 E
Sriharikota	Sriharikota	India	13 47 N	80 15 E
Jiuquan Satellite Launch Ctr	Jiuquan	China	40 42 N	100 00 E
Xichang Satellite Launch Ctr	Xichang (Sichuan)	China	28 12 N	102 00 E
Taiyuan Satellite Launch Ctr	Taiyuan	China	37 48 N	112 30 E
Kagoshima Space Ctr	Kagoshima	Japan/ISAS	31 15 N	131 05 E
Tanegashima Space Ctr	Tanegashima	Japan/NASDA	30 24 N	130 58 E
Woomera Launch Site	Woomera	Australia/U.S.	31 07 S	136 32 E
Israeli Launch Complex	Yavne	Israel	31 31 N	34 27 E

Figura 52 - Localización de las principales bases de lanzamiento [1]

Se podrán obtener las máximas prestaciones de un vehículo lanzador realizando el lanzamiento (hacia una órbita directa) desde el ecuador, para aprovechar la velocidad de arrastre propia de la rotación terrestre, hacia órbitas de baja inclinación. Generalmente, para un determinado lanzador y una masa de carga de pago dada, cuanto mayor es la inclinación que se quiere conseguir menor será la altura alcanzable.

Otro factor muy importante es el **rango de inclinaciones disponibles** desde una determinada base de lanzamiento y es que la inclinación alcanzable por un vehículo inyector está condicionada por el lugar desde el cual se lanza.

Considérese la inyección de un vehículo espacial en una órbita de aparcamiento desde una base lanzamiento de latitud geográfica es ϕ con las hipótesis siguientes:

- El tramo de la trayectoria propulsada está contenida en el plano orbital.
- No se consideran los efectos debidos a la rotación de la Tierra.

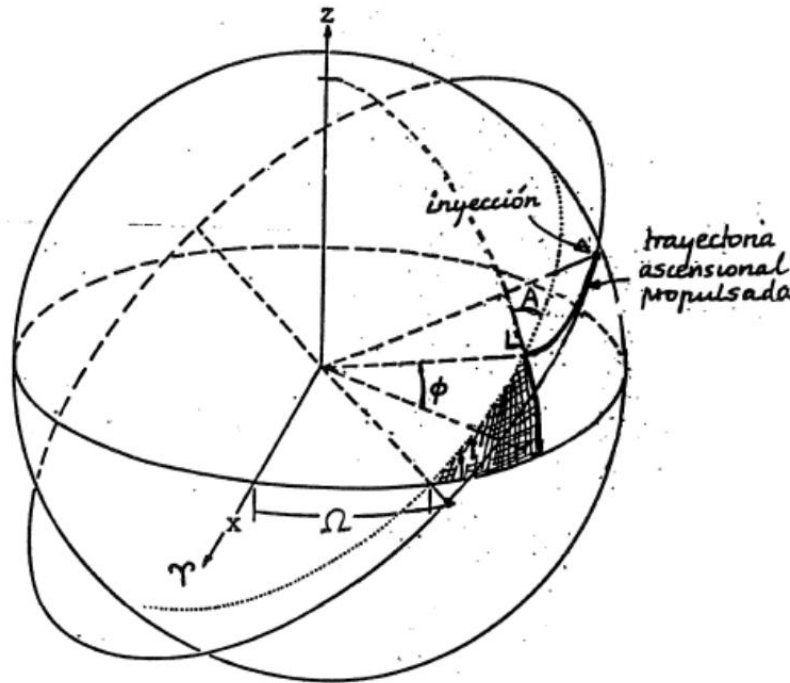


Figura 53 - Trayectoria ascensional genérica [2]

Aplicando el **teorema del coseno** al triángulo esférico rayado se obtiene la siguiente condición:

$$\cos i = \sin A \cdot \cos \phi \quad (5.8)$$

Donde:

$i \rightarrow$ Inclinación de la órbita.

$A \rightarrow$ Azimut¹¹ de lanzamiento.

¹¹ Ángulo que forma el plano orbital con el norte geográfico.

De la ecuación (5.8) se deduce fácilmente que el **mínimo** valor de inclinación que se puede conseguir (con un lanzamiento hacia el Este) es el de la latitud de la base de lanzamiento. Como, por otra parte, todas las bases tienen limitados los valores admisibles de acimut de lanzamiento por cuestiones de seguridad, resulta que el rango de inclinaciones que se pueden conseguir directamente es muy estrecho. Los manuales de usuario de los lanzadores detallan el rango de inclinaciones disponibles desde su base de lanzamiento.

Se define la **ventana de lanzamiento** como el momento en que la base de lanzamiento (por efecto de la rotación terrestre) está contenida en el plano orbital. Dependerá, por tanto, de la latitud y longitud de la propia base, de la inclinación de la órbita y de la ascensión recta del nodo ascendente (RAAN).

Mediante la ecuación (5.8) y la **Figura 54**, se establecen las condiciones para la existencia de una ventana de lanzamiento que se detallan a continuación:

- **No existe ventana de lanzamiento** si $L > i$ para órbitas directas o $L > 180^\circ - i$ para órbitas retrógradas.
- **Existe una ventana de lanzamiento** si $L = i$ o $L = 180^\circ - i$.
- **Existen dos ventanas de lanzamiento** si $L < i$ o $L < 180^\circ - i$. Una para el lanzamiento desde el nodo ascendente y otra para el lanzamiento desde el nodo descendente.

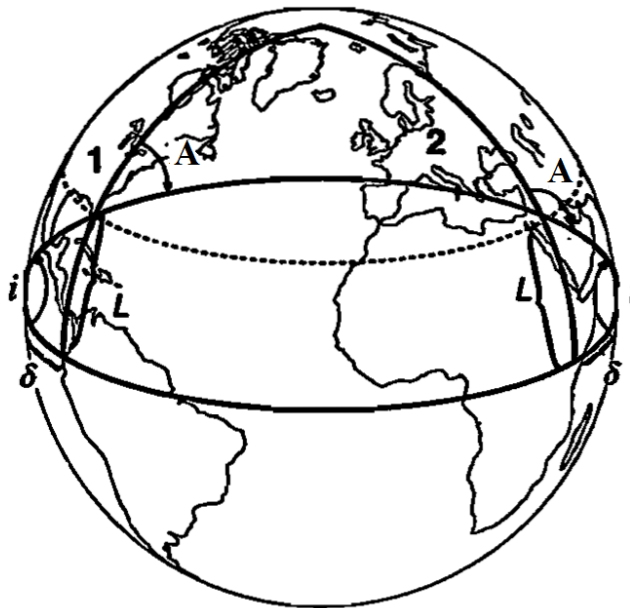


Figura 54 - Geometría de las ventanas de lanzamiento para un caso genérico

Otra forma de definir el azimut de lanzamiento (A) es como el ángulo, medido en el sentido de las agujas del reloj, entre el norte y el vector velocidad. Si existe ventana de lanzamiento, el azimut se obtiene a partir de la ecuación (5.8) como:

$$\sin A = \cos i / \cos \phi \quad (5.9)$$

Si se quisiera tener en cuenta el efecto de rotación terrestre, se puede descomponer el azimut de la siguiente forma:

$$A = A_I \pm \gamma \approx A_I \quad (5.10)$$

Donde:

$$\tan \gamma = \frac{V_L \cos A_I}{V_0 - V_{eq} \cos i} \approx \left(\frac{V_L}{V_0} \right) \cos A_I \quad (5.11)$$

Siendo $V_L = (464.5 \text{ m/s}) \cos L$ la velocidad inercial de la base de lanzamiento, $V_{eq} = 464.5 \text{ m/s}$ es la velocidad de rotación de la Tierra en el ecuador ($\phi = 0$) y $V_0 \approx 7.8 \text{ km/s}$ es la velocidad del satélite inmediatamente después del lanzamiento.

Para lanzamientos a órbitas LEO, la corrección por efecto de la velocidad de rotación terrestre (γ) se mueve entre 0° para un lanzamiento al este y 3° para órbitas polares. Para lanzamientos desde el nodo **ascendente**, el ángulo de azimut está en el primer o cuarto cuadrante y se utiliza el signo “+” en la ecuación (5.10). Para el caso de lanzamientos desde el nodo **descendente**, se toma el ángulo de azimut en el segundo o tercer cuadrante y el signo “-” es el utilizado en la ecuación (5.10).

El ángulo δ de la **Figura 54** es el ángulo entre el nodo más cercano y la longitud de la base de lanzamiento. Haciendo uso de trigonometría esférica, se puede expresar como:

$$\cos \delta = \cos A / \sin i \quad (5.12)$$

Siendo **positivo** para órbitas directas y **negativo** para órbitas retrógradas.

Finalmente, se define la **hora sideral local** de lanzamiento (LST) como el ángulo entre el equinoccio vernal y la longitud de la base en el instante del lanzamiento.

$$LST = \Omega + \delta \rightarrow \text{Lanzamiento desde el nodo ascendente} \quad (5.13)$$

$$LST = \Omega + 180^\circ - \delta \rightarrow \text{Lanzamiento desde el nodo descendente} \quad (5.14)$$

Además de todo lo anterior, otro factor importante a la hora de seleccionar una u otra base de lanzamiento son las **condiciones meteorológicas**. El mal tiempo puede restringir mucho las oportunidades de lanzamiento, y por lo tanto, aumentar el coste temporal y económico de la misión.

La situación geográfica de la base de lanzamiento y la época del año determina estas condiciones meteorológicas. Por ejemplo, en Florida o en la Guayana Francesa son habituales las tormentas con abundantes relámpagos durante las estaciones de primavera y verano. Habrá que extremar las precauciones durante esta época del año.

5.4. Módulo de lanzamiento en una CDF. Selección del vehículo lanzador.

El primer paso en el proceso de selección del vehículo lanzador consiste en establecer de forma clara las **necesidades** y **objetivos** de la misión. Los objetivos de la misión deben definirse como los datos específicos que se desean recibir del satélite, como por ejemplo, datos de observación de la Tierra sobre zonas específicas un número de veces al día. Un conocimiento claro de estos objetivos es fundamental a la hora de establecer su órbita de operación, y por tanto, el lanzador más adecuado. La **Tabla 15** recoge los pasos a seguir a la hora de elegir un vehículo inyector.

Tabla 15 - Proceso de selección del vehículo lanzador para una misión espacial [1]

Step	Comments and Required Information
1. Collect requirements and constraints, which depend on the mission operations concept. Consider the deployment strategy.	Number of spacecraft per launch Spacecraft dry weight Spacecraft dimensions Mission orbit Mission timeline Funding constraints
2. Identify and analyze acceptable configurations for the launch system.	Include the following information for each potential configuration: – Weight of spacecraft propellant – Orbit-insertion stage weight, if required – Weight of booster adaptor – Performance margin available – Boosted weight capability – Reliability
3. Select launch systems for spacecraft design. During conceptual design, identify several potential launch systems to make the launch more likely.	Criteria based on the following parameters: – Boosted weight capability – Cost – Performance margin available – Reliability – Schedule vs. vehicle availability – Launch availability
4. Determine spacecraft design envelope and environments dictated by the launch system selected.	Include the following information for each launch system, and include the worst-case environments for combined launch systems: – Fairing size and shape – Maximum accelerations – Vibration frequencies and magnitudes – Acoustic frequencies and magnitudes – Temperature extremes – Air cleanliness – Orbital insertion accuracy – Interfaces to launch site and vehicle
5. Iterate to meet constraints on performance, cost, risk and schedule.	Document and maintain the criteria, decision process and data to support program changes.

Otro aspecto importante es saber si se va a realizar un **lanzamiento individual** (*dedicated launch*) o un **lanzamiento compartido** (*shared launch*). En un lanzamiento individual, el vehículo inyector depositará una única carga de pago en órbita mientras que con un lanzamiento compartido, son varios los satélites que viajarán a bordo del vehículo realizándose varios procesos de inyección.

Los lanzamientos individuales suelen ser más caros, pero no existen riesgos de que se produzca algún problema con otro satélite que pueda poner en riesgo la misión. Si se desea garantizar la seguridad de la carga de pago en el lanzamiento se suele recurrir a esta opción. Por otro lado, los lanzamientos compartidos son habitualmente más baratos pero existe una supeditación al resto de satélites y en el proceso de diseño de la misión habrá que tener en cuenta todos los posibles fallos e interferencias con los demás.

Una vez se han establecido los objetivos de la misión, será necesario determinar los **requisitos específicos de la misión**. Para misiones en órbitas LEO, éstos suelen ser la altura de la órbita, inclinación y RAAN mientras que para órbitas elípticas se requerirá algún parámetro más. Además de esto, será necesaria una estimación de la masa de la carga de pago y de sus dimensiones.

Ya establecidos los requisitos de la misión y toda la información necesaria de acuerdo con el paso 1 de la **Tabla 15** debemos centrarnos en elegir un vehículo inyector que pueda alcanzar la órbita de misión o acercarse a ella. Durante el diseño preliminar del satélite, éste deberá diseñarse para ser compatible con varios vehículos lanzadores con el fin de ampliar las posibilidades y tener alternativas en el proceso de negociación del precio del lanzamiento.

La elección de un vehículo lanzador depende de, al menos, estos criterios:

- Las **prestaciones** del lanzador. Es decir, la órbita en la que el vehículo puede depositar la carga de pago.
- Compatibilidad entre la fecha de lanzamiento prevista y la **disponibilidad** del lanzador. La disponibilidad es un parámetro que dependerá de la **fiabilidad**¹² del vehículo. Cuanto más fallos tenga el lanzador, menor disponibilidad. Para analizar esto será importante consultar el historial de lanzamientos de cada vehículo y contactar con su fabricante.
- **Compatibilidad satélite-lanzador** en cuanto a dimensiones, adaptadores, entorno, etc. Es evidente que la carga de pago máxima que puede transportar el vehículo inyector debe ser mayor que la masa total del satélite (incluidos los motores, adaptadores, etc.). La diferencia entre estas masas se denomina **performance margin** y es un criterio de selección muy importante.
- El **coste** del servicio.

¹² Se define la **fiabilidad** de un vehículo lanzador como el número de vuelos con éxito partido del número de vuelos totales.

Respecto a las prestaciones del vehículo, es importante tener claro qué tipo de satélite se va a diseñar ya que esto condiciona mucho la maniobra de ascenso. Existen tres opciones principales para esta maniobra de ascenso desde la Tierra hasta la órbita final de operación:

- **Inyección directa** con un lanzador. Los satélites pequeños que vayan a operar en órbitas LEO suelen recurrir a esta solución.
- **Inyección combinada lanzador-etapa superior.** Suele ser la estrategia utilizada para alcanzar órbitas GEO. El lanzador deposita al satélite en una determinada órbita de aparcamiento y la órbita final se alcanza por medio de otro sistema propulsivo. Algunos lanzadores presentan la posibilidad de añadir esta etapa superior.
- **Inyección por medio de un sistema de propulsión integral.** Este método consiste en insertar y mantener el satélite en su órbita utilizando un único sistema propulsivo a bordo. Dado que el sistema debe operar durante toda la misión con múltiples re-encendidos, se suelen utilizar sistemas de propulsante líquido o iónico.

En el apartado 5.5 se muestra una tabla con las principales prestaciones de varios vehículos lanzadores.

Tras haber seleccionado varios vehículos lanzadores que cumplan las condiciones anteriores, el siguiente paso es estudiar la interfaz entre el lanzador y el satélite y las condiciones durante el lanzamiento que la carga de pago deberá resistir (paso 4 de la **Tabla 15**). Son tres las áreas que requieren especial atención:

- **Dimensiones del carenado que aloja la carga de pago.** Los diferentes fabricantes suelen ofrecer una amplia variedad de compartimentos para alojar el satélite cuyo volumen y dimensiones se recogen detalladamente en los manuales de uso de cada vehículo lanzador. El ingeniero encargado de seleccionar el lanzador más adecuado, debe verificar que el satélite se adapta adecuadamente al volumen disponible.
El carenado es fundamental ya que es el elemento que protege al satélite de las cargas aerodinámicas y aporta un entorno de operación adecuado. La **Figura 55** recoge un carenado típico de un lanzador.
- **Interfaz eléctrica y estructural.** Se deben identificar claramente las interfaces entre la carga de pago y el vehículo lanzador durante el proceso de diseño preliminar. Los adaptadores conectan físicamente la carga de pago con los motores del vehículo lanzador, los sistemas de separación o las conexiones eléctricas y **reducen la masa de lanzamiento disponible**. Las masas y las dimensiones de estos adaptadores se recogen en los manuales de usuario.
- **Entorno para la carga de pago.** Por último, será necesario también prestar atención a las condiciones que deberá soportar el satélite durante su transporte hasta la base de lanzamiento, integración en el lanzador, lanzamiento y ascenso.

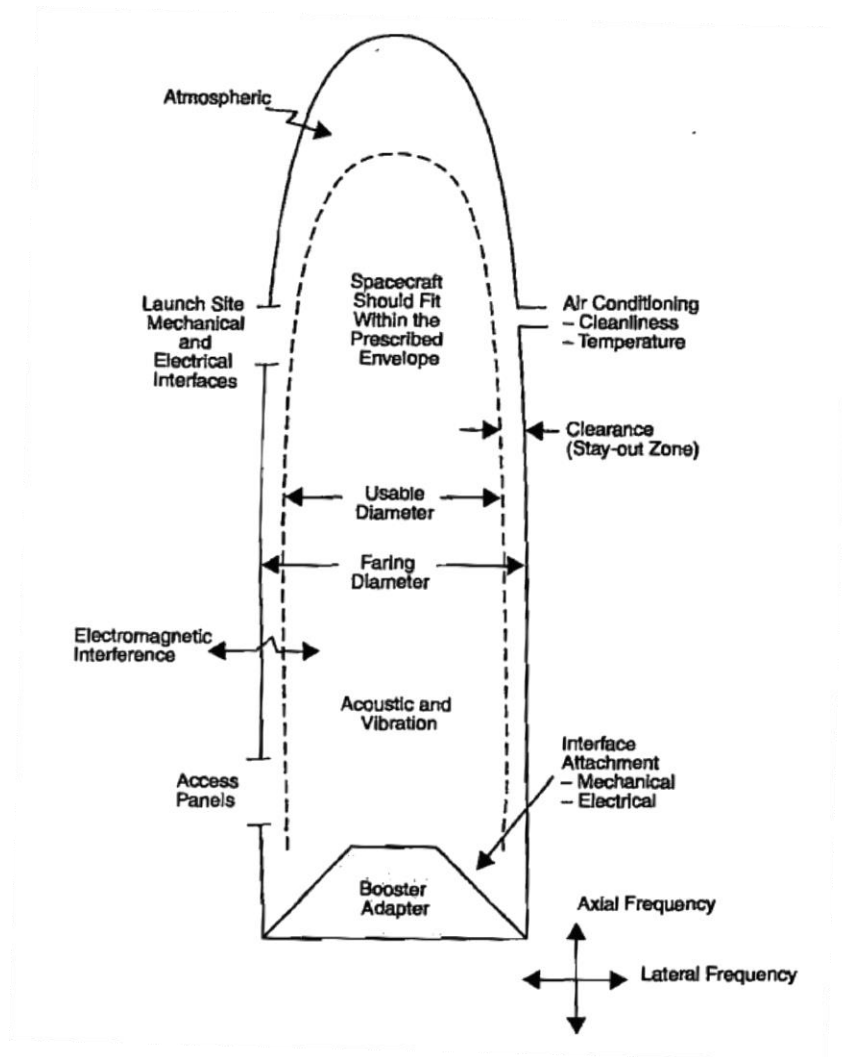


Figura 55 - Carenado genérico para alojar un satélite durante el lanzamiento [1]

La **ventilación** es un factor importante dentro del carenado. El aire acondicionado fluye, generalmente, a través de los conductos superiores mientras que las salidas inferiores se ocupan de mantener unas condiciones adecuadas de presión y temperatura. Generalmente, la presión estática se mueve en torno a los 79 mbar, la temperatura está entre 9°C y 37°C y la filtración de aire es de clase 10000¹³. Controlar la contaminación es muy importante ya que ésta degrada los paneles solares, los sensores ópticos y las superficies usadas para el control térmico.

Otro factor importante que se debe tener en cuenta son las **cargas estáticas y dinámicas** que afectarán a la estructura del satélite durante el lanzamiento. Estas cargas pueden ser debidas a efectos aerodinámicos y a las aceleraciones y vibraciones provocadas por los sistemas propulsivos. Estas cargas (*load factors*) se miden en [g's]. Nótese la necesidad de considerar tanto las cargas axiales como las laterales. Tanto la carga de pago como el adaptador deben diseñarse para soportar estas cargas.

¹³ El número de partículas (por pie cúbico) mayores de 0.5 μm debe ser inferior a 10000.

Es necesario también determinar las **frecuencias naturales** de vibración del satélite (axial y lateral) que deberán ser mayores o iguales a las mínimas indicadas en la documentación del vehículo lanzador elegido.

Por último, se deberán considerar los **requerimientos durante el proceso de separación**. Para separar la carga de pago del vehículo inyector se utilizan habitualmente dispositivos pirotécnicos. Estos sistemas son ligeros, con una alta fiabilidad y fácilmente integrables pero, desafortunadamente, generan fuertes cargas al ser activados que se propagan por la estructura de la carga de pago. Será necesario recurrir a la documentación del lanzador para obtener información precisa sobre estos efectos.

5.5. Módulo de lanzamiento del software *IDR Prop&Launch*

La segunda posibilidad que ofrece el programa es la de **selección del lanzador**. En la **Figura 56** se muestra la interfaz de la ventana principal del programa con la pestaña de lanzamiento seleccionada.

The screenshot shows the 'Form_main' window of the IDR Prop&Launch software. The 'Launch' tab is selected. The interface is organized into several sections:

- Spacecraft Data:** Dry Mass is set to 200 kg. Dimensions are Width 1 m and Length 1.5 m. There is an 'Import Launch Data' button.
- Launchers:** A table lists various launchers with their names and reliability percentages. 'Ariane 5 ECA' is selected.
- Orbit Data:** Orbit Type is set to GTO. Other parameters include Inclination (7°), Perigee Height (250 km), Apogee Height (35950 km), and Argument of Perigee (178°).
- Launcher Data:** Name is 'Ariane 5 ECA', Reliability is 90%, Max. Payload is 10000 kg, Launch Site is 'Kourou', Latitude is 5° 32' N, and Longitude is 52° 46' W.
- Payload Accommodation:** Fairing Diameter is 4.4 m, Fairing Length is 10 m, Axial Freq. is 27 Hz, Lateral Freq. is 7.5 Hz, Axial Accel. is 5.6 g's, and Lateral Accel. is 2 g's.
- Buttons:** 'Export Launcher Data', 'Export Orbit Data', and 'Calculate' are located at the bottom right.

Figura 56 - Ventana principal del programa. Pestaña de lanzamiento

Este módulo se divide en tres partes principales:

- **Spacecraft Data.**
- **Launcher Data.**
- **Orbit Data.**

El primer paso a la hora de trabajar es indicar los datos del satélite completo (masa y dimensiones). Una vez hecho esto, el programa pone a disposición del usuario una amplia base de datos con múltiples lanzadores y sus características principales que servirán para, guiándose por el proceso mostrado en el apartado 5.4, elegir el vehículo inyector más adecuado.

A modo de muestra, la siguiente tabla recoge los vehículos lanzadores entre los cuales el usuario podrá elegir para colocar el satélite en una órbita LEO:

Tabla 16 - Algunos lanzadores disponibles para inyección en órbitas LEO

Launcher	Reliability (%)	Orbit Height [km]	Orbit Inclination [°]	Max. Payload [kg]
Vega	98	1500	80	1160
Ariane 5 ES	90	270	51	21000
Soyuz 2/fregat	75	1400	70.4	4225
Soyuz 2.1v	100	200	63.8	2800
Rockot/Breeze KM	84.6	2000	86.4	1165
Proton M	80	180	72.6	21000
Delta II 7920	97.9	2500	28.7	3000
Delta II 7320	97.9	2500	28.7	1610
Pegasus	88	1000	98	145
Atlas V 401	85.7	2000	28.5	8008
Atlas V 411	100	2000	28.5	9976
Atlas V 421	100	2000	28.5	11555
Atlas V 431	100	2000	28.5	12911
Atlas V 521	100	2000	28.5	11087
Atlas V 551	100	2000	28.5	15469
Start-1	100	1000	52	90

Además de órbitas LEO, el usuario podrá elegir entre los siguientes tipos de órbita de aparcamiento:

- Polar
- MEO
- GEO (también llamada GSO)
- GTO
- SSO

Cada lanzador permitirá una o varias combinaciones altura-inclinación a elegir según convenga. Además se incorpora un botón que, indicando previamente el RAAN deseado, calcula el azimut de lanzamiento y la hora sideral local en caso de lanzamiento directo.

Algunos de los vehículos lanzadores incorporan motores de apogeo para la realización de transferencias orbitales. En estos casos, se pueden alcanzar órbitas cuya inclinación sea menor que la inclinación de la base de lanzamiento (por ejemplo GSO) y el azimut de lanzamiento no se puede calcular puesto que no se trata de un lanzamiento

directo. Para más información en estas situaciones es recomendable consultar el manual de usuario del lanzador.

Además de los parámetros recogidos en la **Tabla 16**, el programa muestra las demás características propias de cada lanzador que serán necesarias para determinar si éste es válido o no. Se incorpora también un botón que permitirá al usuario acceder a los manuales de usuario de los distintos vehículos disponibles.

Finalmente, si se ha decidido trabajar *online*, el botón **Export Data**, permitirá al usuario extraer cualquiera de los resultados a la base de datos.

5.6. Referencias

- [1] *Space Mission Analysis and Design, Third Edition*. W. Larson, J. Wertz [1999]
- [2] *Vehículos Espaciales. Apuntes*. P. Sanz-Aránguez, T. Elices Concha [1999]
- [3] *Misiles. Apuntes. Tomo I*. P. Sanz-Aránguez [2000]
- [4] *Ariane 5 User's Manual. Issue 5. Rev.1*. [2011]
- [5] *Atlas V Launch Services User's Guide*. [2010]
- [6] *Delta II Payload Planners Guide*. [2000]
- [7] *LM-3A Series Launch Vehicle User's Manual. Issue 2011*. [2011]
- [8] *Pegasus User's Guide. Release 5.0*. [2000]
- [9] *Proton Launch System Mission Planner's Guide. Revision 7*. [2009]
- [10] *Rockot User's Guide. Issue 5. Rev. 0*. [2011]
- [11] *Soyuz User's Manual. Issue 2. Rev. 0*. [2012]
- [12] *Start-1 User's Handbook. Volumes I & II. Issue 1*. [2002]
- [13] *Vega User's Manual. Issue 3. Rev. 0*. [2006]
- [14] <http://eduscol.education.fr/orbito/lanc/archi/archi5.htm>

Anexos

Anexo 1. Introducción a los efectos reales en toberas.

Referencias:

[1] *Motores Cohete. Apuntes.* J.M. Tizón [2014]

Recordando la teoría de motor cohete ideal detallada en el apartado 4.3, el impulso específico se podía definir de la siguiente manera:

$$I_{sp} = c^* C_E \quad (A1.1)$$

Si se tienen en cuenta los efectos reales, se puede modificar esta expresión para el impulso específico en función del coeficiente de empuje y parámetro de velocidad característica ideales añadiendo una serie de rendimientos.

$$I_{sp} = \eta_{kin} \cdot \eta_{div} \cdot \eta_{fric} \cdot C_E]_{ODE} \cdot \xi_b \cdot c_i^* \quad (A1.2)$$

Este método se conoce con el nombre de **método de los rendimientos**. Se reduce el problema real a encontrar una serie de rendimientos que cuantifiquen de forma adecuada las pérdidas provocadas por cada uno de los efectos reales sobre el flujo a lo largo de los procesos de combustión y expansión. Éstos son los principales:

- Flujo viscoso y transmisión de calor: la capa límite en las paredes de la tobera produce una disipación de energía que se traduce en pérdida de cantidad de movimiento de la corriente, y por tanto, de empuje. Se cuantifica con el término η_{fric} .
- Efectos bidimensionales. Divergencia: La componente lateral de los vectores de velocidad a la salida de la tobera originan una pérdida de empuje axial y la posible aparición de cargas laterales (si la tobera no tiene geometría de revolución). Para analizar este efecto supóngase la tobera cónica mostrada en la **Figura A1.1**. Se considera que el flujo a la salida de la tobera es el resultado de un manantial situado en el vértice del cono de semiángulo α .

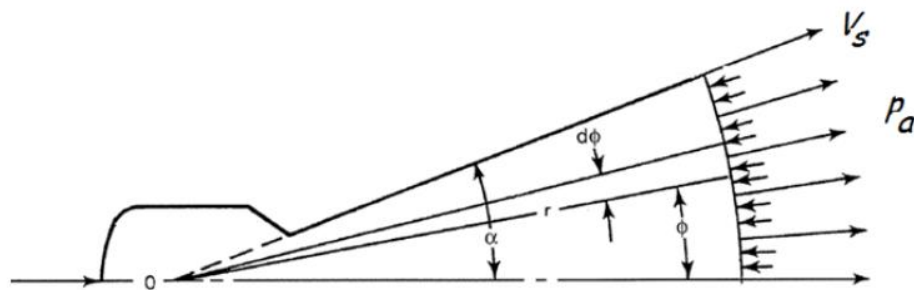


Figura A1.1 - Tobera cónica de semiángulo α [1]

La velocidad y la presión se consideran uniformes a lo largo del casquete esférico que se apoya sobre la sección de salida y corresponden a la solución unidimensional. En estas condiciones, los promedios se pueden expresar de la siguiente forma:

$$\dot{m} = \int_{A_s} \rho V_{s,1D} dA = \int_0^\alpha \rho V_{s,1D} (2\pi r \sin \phi) r d\phi = \rho V_{s,1D} 2\pi r^2 (1 - \cos \alpha) \quad (A1.3)$$

$$\langle V_s \rangle = \frac{1}{\dot{m}} \int_{A_s} \rho V_{s,1D} (V_{s,1D} \cos \phi) dA = V_{s,1D} \frac{\frac{1}{2} \sin^2 \alpha}{1 - \cos \alpha} = V_{s,1D} \frac{1 + \cos \alpha}{2} \quad (A1.4)$$

De esta forma, se obtiene que:

$$\lambda = \frac{\langle V_s \rangle}{V_{s,1D}} \approx \frac{\langle I_{sp} \rangle}{I_{sp,1D}} = \frac{1 + \cos \alpha}{2} \quad (A1.5)$$

Este efecto se tiene en cuenta en el módulo de diseño de motores del programa *IDR Prop&Launch* a la hora de realizar diseños detallados de motores.

Para toberas contorneadas es posible establecer una estimación *grosso modo* del valor del coeficiente de divergencia tomando en la expresión de las toberas cónicas el ángulo promedio entre el del labio de la tobera y el del cono inscrito.

$$\lambda = \frac{1 + \cos \left[\frac{1}{2} (\alpha_c + \theta_e) \right]}{2} \quad (A1.6)$$

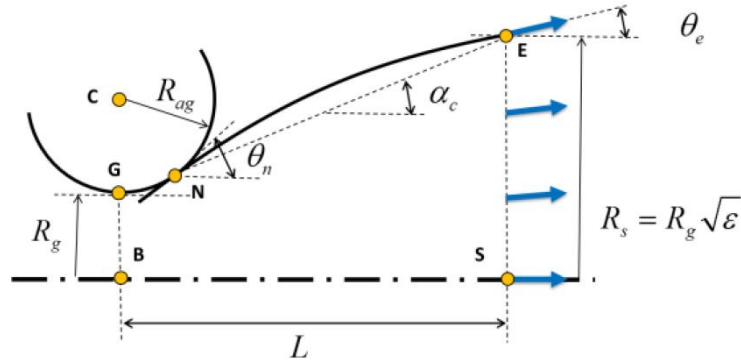


Figura A1.2 - Parámetros definitorios de una tobera cónica [1]

- Flujo reactante. Cambio de composición: El desplazamiento del equilibrio que produce el descenso de la temperatura a lo largo de la tobera puede ser seguido por el flujo si la velocidad de reacción es lo suficientemente alta, en caso contrario la situación corresponderá a una intermedia entre flujo congelado y en equilibrio. Este efecto se cuantifica con el término η_{kin} .
- Combustión real: En los motores cohete de propulsión química suelen tener lugar gran cantidad de complejos procesos que pueden dar lugar a imperfecciones respecto a la situación idealizada (composición de equilibrio).

$$\xi_b = \frac{c^*}{c_i^*} = \frac{\dot{m}_i}{\dot{m}} = \frac{(\rho_g V_g A_g)_i}{\rho_g V_g A_g} \approx \sqrt{\frac{T_c}{T_{ci}}} \quad (A1.7)$$

Anexo 2. Modelos de resolución de procesos de combustión.

Referencias:

[1] *Motores Cohete. Apuntes.* J.M. Tizón [2014]

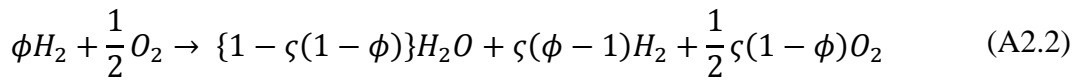
Los modelos de cámara de combustión tienen que proporcionar la composición y la temperatura de combustión correspondientes a una determinada proporción inicial de sustancias reactantes, para un valor dado de la presión a la que tiene lugar el proceso.

- **Combustión completa**

El modelo más simple posible es el de combustión completa. Para ejemplificar el modelo, se utilizará una de las combinaciones más simples posibles; la que tiene por reactantes hidrógeno y oxígeno.



Este sistema, simple en principio, entraña cierta complejidad si se introduce la relación de **equivalencia de la mezcla** ($\phi = (O/F)_{st}/(O/F)$). Con esto, la ecuación A2.1 toma la siguiente forma:



Donde:

$$\varsigma(x) = \frac{1}{2} \{x + \|x\|\} \quad (A2.3)$$

Una vez se tiene clara la reacción química, la ecuación de la energía permite obtener la **temperatura adiabática de combustión**. Ésta se enuncia diciendo que la entalpía de los productos (") debe ser igual a la de los reactantes (').

$$\sum_i v_i' (\Delta_f h_i^0 + [h_i^0(T_0) - h_i^0(298.15)]) = \sum_i v_i'' (\Delta_f h_i^0 + [h_i^0(T_f) - h_i^0(298.15)]) \quad (A2.4)$$

Que se puede expresar como:

$$\sum_i v_i' (\Delta_f h_i^0 + \bar{c}_{pi}'(T_0 - 298.15)) = \sum_i v_i'' (\Delta_f h_i^0 + \bar{c}_{pi}''(T_0 - 298.15)) \quad (A2.5)$$

Donde:

v_i' → Moles de la especie i en los reactantes.

v_i'' → Moles de la especie i en los productos.

$\Delta_f h_i^0$ → Entalpía de formación de la especie i [J/mol].

$\bar{c}_{pi}(x)$ → Entalpía sensible de la especie i a la temperatura x [J/mol].

Una vez obtenida la temperatura de combustión, la **masa molar media de los productos** se puede obtener utilizando la teoría de las mezclas de gases ideales. Conociendo las fracciones molares de cada producto (X_i) y sus masas molares, ésta se puede expresar de la siguiente manera:

$$M_m = \sum_i X_i M_i \quad (A2.6)$$

Con esto, se puede obtener la **constante del gas** (R_m) como:

$$R_m = R_u / M_m \quad (A2.7)$$

Donde $R_u = 8.314472 \text{ J/mol} \cdot \text{K}$ es la constante universal de los gases ideales.

Además de las fracciones molares, se pueden obtener las **fracciones máscas** de cada producto (Y_i) como:

$$Y_i = \frac{X_i M_i}{\sum_i X_i M_i} \quad (A2.8)$$

Para obtener el **calor específico a presión constante** de la mezcla de gases de la siguiente forma:

$$C_{p_m} = \sum_i c_{p_i} Y_i \quad (A2.9)$$

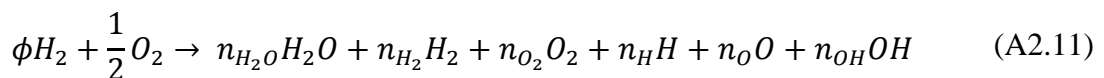
Y se puede obtener el **cociente de calores específicos** de la mezcla:

$$\gamma_m = \frac{C_{p_m}}{C_{v_m}} = \frac{C_{p_m}}{C_{p_m} - R_m} \quad (A2.10)$$

Quedando así caracterizado completamente el flujo a la salida de la cámara de combustión.

- **Composición de equilibrio**

El caso presentado en el modelo de combustión completa no deja de ser una simplificación. Realmente, en el proceso de combustión de oxígeno e hidrógeno gaseosos aparecen más especies.



Donde se han descartado las especies H_2O_2 y HO_2 por ser minoritarias. Con esto, se tiene una mezcla de 6 especies y 8 incógnitas, correspondientes a las 6 concentraciones de las especies presentes y a dos propiedades intensivas de la mezcla (presión y temperatura).

La **regla de Volterra** establece que para una mezcla que contenga M especies y R átomos diferentes se pueden plantear R ecuaciones de conservación y M-R ecuaciones de equilibrio independientes. Para el caso de estudio:

$$1 = X_{H_2O} + X_{H_2} + X_{O_2} + X_H + X_O + X_{OH} \quad (A2.12)$$

$$\frac{2\phi}{1} = \frac{2X_{H_2O} + 2X_{H_2} + X_H + X_{OH}}{X_{H_2O} + 2X_{O_2} + X_O + X_{OH}} \quad (A2.13)$$



Las ecuaciones de equilibrio se pueden plantear en función de las **constantes de equilibrio** (que en la práctica dependen de la temperatura aproximadamente de la forma $A+B/T$):

$$K_{pfH_2O} = \frac{X_{H_2O}}{X_{H_2}X_{O_2}^{1/2}} \cdot P^{-1/2} \quad (A2.18)$$

$$K_{pfOH} = \frac{X_{OH}}{X_{H_2}^{1/2}X_{O_2}^{1/2}} \quad (A2.19)$$

$$K_{pfH} = \frac{X_H}{X_{H_2}^{1/2}} \cdot P^{1/2} \quad (A2.20)$$

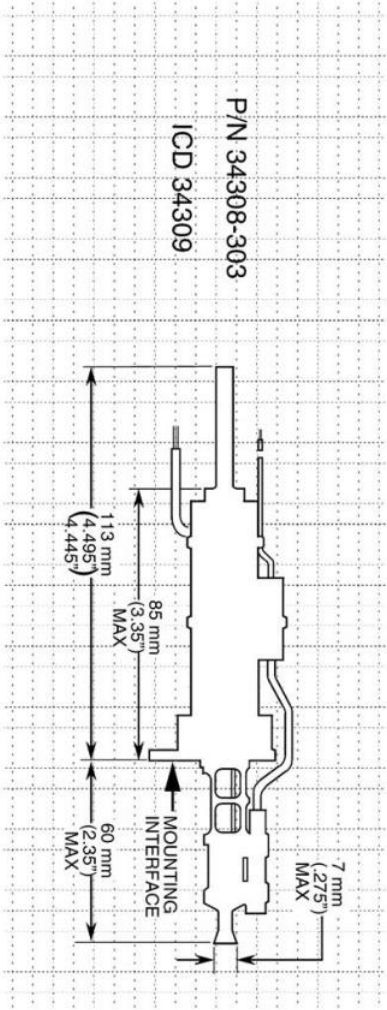
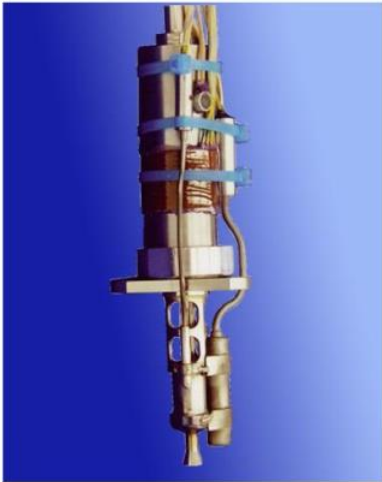
$$K_{pfO} = \frac{X_O}{X_{O_2}^{1/2}} \cdot P^{1/2} \quad (A2.21)$$

Suponiéndose la presión de cámara un dato conocido y obteniéndose la temperatura adiabática de combustión a través del primer principio de la termodinámica (ecuación (A2.4)), el sistema queda completo.

Visto lo complejo que puede llegar a ser este proceso incluso para una reacción sencilla, y teniendo en cuenta la elevada complejidad de los compuestos usados en los sistemas de propulsión, es inevitable llegar a la conclusión de que un *software* resolutor químico para el problema del proceso de combustión será una herramienta muy compleja con una enorme cantidad de líneas de código.

AEROSPACE

MR-103G 1N (0.2-lbf) ROCKET ENGINE ASSEMBLY



Design Characteristics

■ Propellant.....	Hydrazine
■ Catalyst.....	S405
■ Thrust/Steady State	1.13 – 0.19 N (0.253 – 0.043 lbf)
■ Specific Impulse.....	224 – 202 sec (lbf-sec/lbm)
■ Feed Pressure.....	28.3 – 4.8 bar (420 – 70 psia)
■ Chamber Pressure.....	23.8 – 4.5 bar (345 – 65 psia)
■ Expansion Ratio.....	100:1
■ Flow Rate.....	0.5 – 0.09 g/sec (0.0011 – 0.0002 lbm/sec)
■ Valve.....	Dual Seat
■ Valve Power.....	8.25 Watts Max @ 28 Vdc & 21°C
■ Cat. Bed Heater Pwr.....	6.32 Watts Max @ 28 Vdc & 21°C
■ Mass	0.33 kg (0.73 lbm)
■ Engine.....	0.127 kg (0.28 lbm)
■ Valve.....	0.204 kg (0.45 lbm)

Performance

■ Total Impulse.....	97.078 N-sec
.....	(21,825 lbf-sec)
■ Total Pulses.....	835,017
■ Minimum Impulse Bit.....	0.0133 N-sec @ 0.015sec ON & 6.9 bar
.....	(0.003 lbf-sec @ 0.015sec) (ON & 100psi)
■ Steady State Firing	Single firing..... 300 sec 1,000 sec
.....	Cumulative..... 23.8 hrs — 40.6 hrs

Status

- Flight Proven

Reference

- AIAA-2005-3952

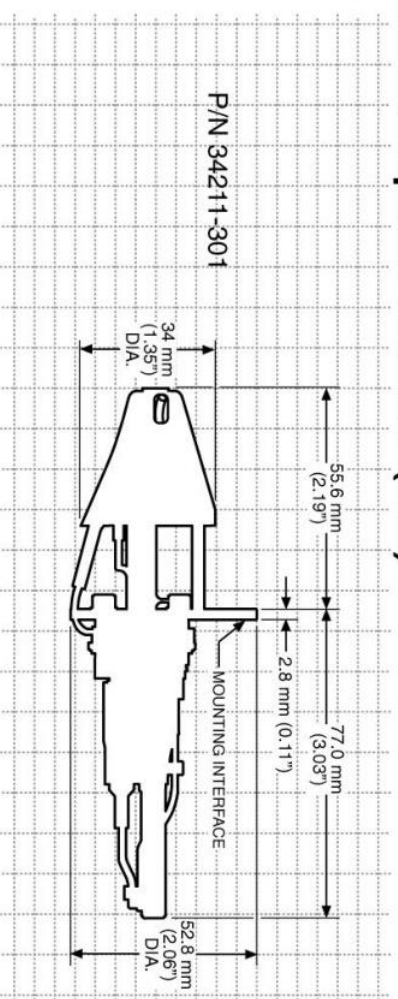
Rev. Date: 5/15/06

11411 139th Place NE • Redmond, WA 98052
(425) 885-5000 FAX (425) 882-5747

Approved for public release and export



MR-103M 1 N (0.2-lbf) ROCKET ENGINE ASSEMBLY Minimum Impulse Thruster (MIT)



Design Characteristics

■ Propellant	Hydrazine
■ Catalyst	S405
■ Thrust/Steady State	0.99 – 0.28 N (0.22 – 0.06 lbf)
■ Feed Pressure	27.6 – 6.9 bar (400 – 100 psia)
■ Chamber Pressure	20.7 – 5.9 bar (300 – 85 psia)
■ Expansion Ratio	100:1
■ Flow Rate	0.45 – 0.14 g/sec (0.001 – 0.0003 lbm-sec)
■ Valve	Single Seat
■ Valve Power	7.1 Watts @ 28 Vdc & 21°C
■ Cat. Bed Heater Pwr	3.8 Watts @ 28 Vdc & 21°C
■ Mass	160 gm (0.35 lbm)
■ Engine	135 gm (0.30 lbm)
■ Valve	25 gm (0.05 lbm)

Performance

■ Specific Impulse	221 – 206 sec (lbf-sec/lbm)
■ Total Impulse	121,817 N-sec (27,387 lbf-sec)
■ Total Pulses	515,344
■ Minimum Impulse Bit	~670E-6 N-sec @ 1.6 ms ON
■ Steady State Firing	(~150E-6 lbf-sec @ 1.6 ms ON)
	30,000 sec – Single Firing
	60 hrs – Cumulative

Status

- Qualified

Reference

- JANNAF-2005 – "The Minimum Impulse Thruster"

Rev. Date: 5/23/06
2006-018
11411 139th Place NE • Redmond, WA 98052
(425) 885-5000 FAX (425) 882-5747

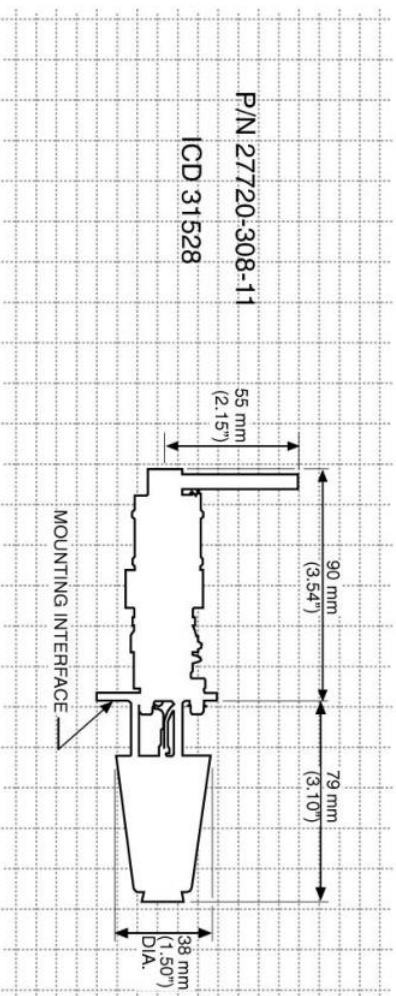
Approved for public release and export

AEROJET

MR-111C 4 N (1.0-lbf) ROCKET ENGINE ASSEMBLY



4448-3



Design Characteristics

■ Propellant	Hydrazine
■ Catalyst	S405
■ Thrust/Steady State	5.3 – 1.3N (1.2 – 0.3 lbf)
■ Feed Pressure	27.6 – 5.5 bar (450 – 50 psia)
■ Chamber Pressure	12.1 – 3.4 bar (200 – 35 psia)
■ Expansion Ratio	74:1
■ Flow Rate	2.4 – 0.6 g/sec (0.0053 – 0.0014 lbm-sec)
■ Valve	Dual Seat
■ Valve Power	8.25 Watts Max @ 28 Vdc & 21°C
■ Valve Heater Power	1.54 Watts Max @ 28 Vdc & 21°C
■ Cat. Bed Heater Pwr	3.85 Watts Max @ 28 Vdc & 21°C
■ Mass	0.33 kg (0.73 lbm)
■ Engine	0.13 kg (0.28 lbm)
■ Valve	0.20 kg (0.45 lbm)

Performance

■ Specific Impulse	229 – 215 sec (lbf-sec/lbm)
■ Total Impulse	260,000 N-sec (58,500 lbf-sec)
■ Total Pulses	420,000
■ Minimum Impulse Bit	0.08 N-sec @ 6.9 bar & 15 ms ON (0.0171 lbf-sec @ 100 psia & 15 ms ON)
■ Steady State Firing	5,000 sec min – Single Firing

Status

- Flight Proven

Status

- AIAA-1999-2469

Rev. Date: 4/28/06

11411 139th Place NE • Redmond, WA 98052
(425) 885-5000 FAX (425) 882-5747

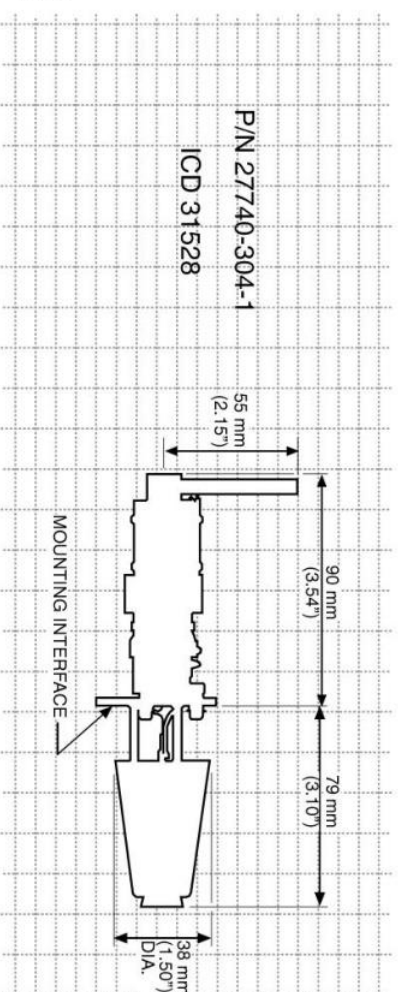
Approved for public release and export

AEROJET

MR-111E 2N (0.5-lbf) ROCKET ENGINE ASSEMBLY



4448-3



Design Characteristics

■ Propellant	Hydrazine
■ Catalyst	S405
■ Thrust/Steady State	2.2 – 0.5 N (0.5 – 0.11 lbf)
■ Feed Pressure	25.5 – 4.1 bar (370 – 60 psia)
■ Chamber Pressure	14.1 – 3.1 bar (204 – 45 psia)
■ Expansion Ratio	200:1
■ Flow Rate	1.2 – 0.3 g/sec (0.0022 – 0.0005 lbm-sec)
■ Valve	Dual Seat
■ Valve Power	8.25 Watts Max @ 28 Vdc & 21°C
■ Valve Heater Power	1.54 Watts Max @ 28 Vdc & 21°C
■ Cat. Bed Heater Pwr	3.85 Watts Max @ 28 Vdc & 21°C
■ Mass	0.33 kg (0.73 lbm)
■ Engine	0.13 kg (0.28 lbm)
■ Valve	0.20 kg (0.45 lbm)

Performance

■ Specific Impulse	224 – 213 sec (lbf-sec/lbm)
■ Total Impulse	260,000 N-sec (58,500 lbf-sec)
■ Total Pulses	420,000
■ Minimum Impulse Bit	0.02 N-sec @ 6.9 bar & 15 ms ON (0.006 lbf-sec @ 100 psia & 15 ms ON)
■ Steady State Firing	15.5 hr – Single Firing 26.7 hr – Cumulative

Status

- Flight Proven

Rev. Date: 4/26/06

11411 139th Place NE • Redmond, WA 98052
(425) 885-5000 FAX (425) 882-5747

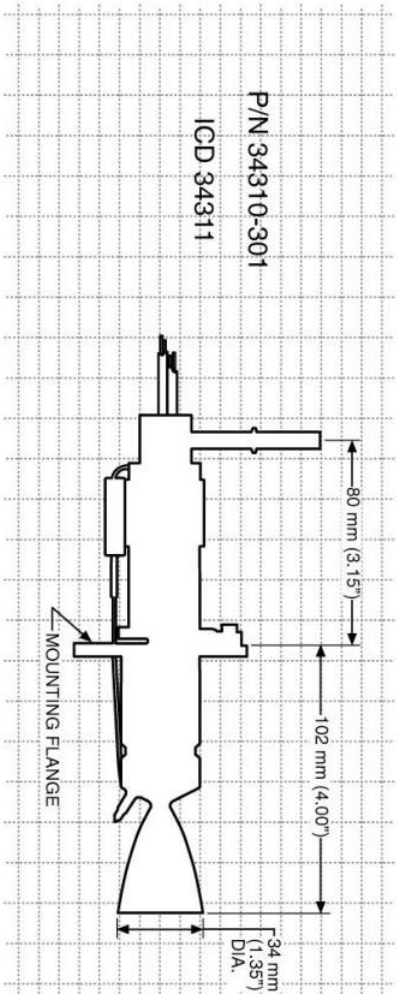
Approved for public release and export

AEROJET

MR-106E 22N (5.0-lbf) ROCKET ENGINE ASSEMBLY - 28 Vdc



4266-1



Design Characteristics

■ Propellant	Hydrazine
■ Catalyst	LCH-227/202
■ Thrust/Steady State	30.7 – 11.6N (6.9 – 2.6 lbf)
■ Feed Pressure	24.1 – 6.9 bar (350 – 100 psia)
■ Chamber Pressure	12.4 – 4.5 bar (180 – 65 psia)
■ Expansion Ratio	60:1
■ Flow Rate	13.1 – 5.0 g/sec (0.0289 – 0.011 lbm/sec)
■ Valve	Dual Seat
■ Cat. Bed Heater Pwr	6.53 Watts Max @ 28 Vdc & 21°C
■ Valve Heater Power	3.27 Watts @ 28 Vdc & 21°C
■ Valve Power	25.3 Watts Max @ 28 Vdc & 21°C
■ Mass	0.635 kg (1.4 lbm) Max

Performance

■ Specific Impulse	235 – 229 sec (lbf-sec/lbm)
■ Total Impulse	36,000 N-sec 125,000 N-sec 90,587 N-sec (26,958 lbf-sec) (28,044 lbf-sec) (20,366)
■ Total Pulses	12,405 186 66,631
■ Minimum Impulse Bit	0.46 N-sec @ 12.8 bar & 16 ms ON (0.103 lbf-sec @ 185 psia & 16 ms ON)
■ Steady State Firing	2,000 sec – Single Firing 4,670 sec – Cumulative

Status

- Flight Proven

Reference

- AIAA-2001-3632
- AIAA-1999-2469

**Mars Odyssey Test Program –
December, 2000*

Rev. Date: 4/24/06

11411 139th Place NE • Redmond, WA 98052
(425) 885-5000 FAX (425) 882-5747

Approved for public release and export

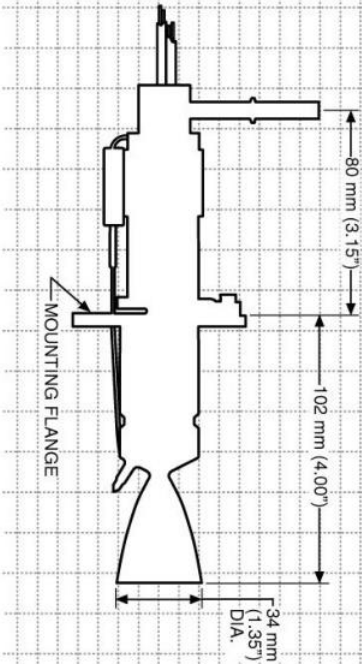
AEROJET

MR-106E 22N (5.0-lbf) ROCKET ENGINE ASSEMBLY - 70 Vdc



4266-1

P/N 32528-301-11
ICD 32529
for A2100™



Design Characteristics

■ Propellant	Hydrazine
■ Catalyst	LCH-227/202
■ Thrust/Steady State	30.7 – 11.6N (6.9 – 2.6 lbf)
■ Feed Pressure	24.1 – 6.9 bar (350 – 100 psia)
■ Chamber Pressure	12.4 – 4.5 bar (180 – 65 psia)
■ Expansion Ratio	60:1
■ Flow Rate	13.1 – 5.0 g/sec (0.0289 – 0.011 lbm/sec)
■ Valve	Dual Seat
■ Valve Power	39.52 Watts Max @ 70 Vdc & 21°C
■ Valve Heater Power	3.27 Watts @ 70 Vdc & 21°C
■ Cat. Bed Heater Pwr	6.36 Watts Max @ 70 Vdc & 21°C
■ Mass	0.52 kg (1.14 lbm)
■ Engine	0.23 kg (0.50 lbm)
■ Valve	0.29 kg (0.64 lbm)

Performance

■ Specific Impulse	235 – 229 sec (lbf-sec/lbm)
	REA 'A' REA 'B' Mars*
■ Total Impulse	120,000N-sec 125,000N-sec 90,587N-sec (26,958 lbf-sec) (28,044 lbf-sec) (20,366)
■ Total Pulses	12,405 186 66,631
■ Minimum Impulse Bit	0.46N-sec @ 12.8bar & 16 ms ON (0.103 lbf-sec @ 185 psia & 16 ms ON)
■ Steady State Firing	2,000 sec – Single Firing 4,670 sec – Cumulative

Status

- Flight Proven

*Mars Odyssey Test Program –
December, 2000

Reference

- AIAA-2001-3632
- AIAA-1999-2469

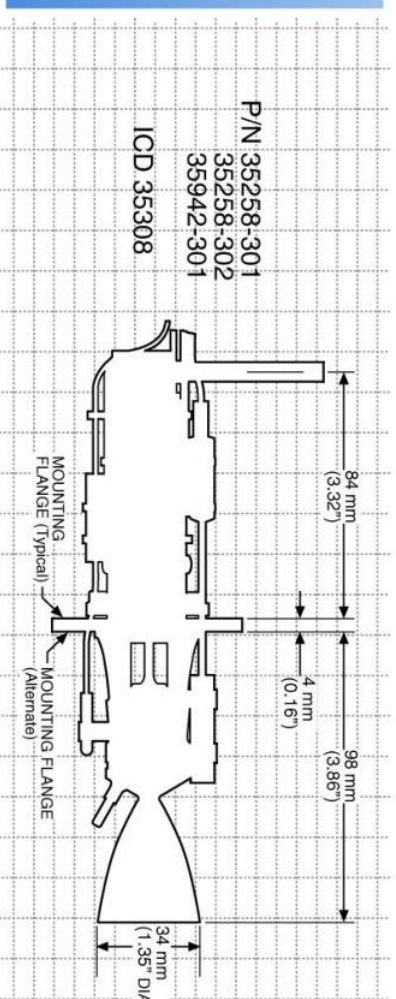
Rev. Date: 4/024/06

11411 139th Place NE • Redmond, WA 98052
(425) 885-5000 FAX (425) 882-5747

Approved for public release and export

AEROJET

MR-106L 22N (5.0-lbf) ENGINE ASSEMBLY - 28 Vdc



Design Characteristics

■ Propellant	Hydrazine
■ Catalyst	S405/LCH-202
■ Thrust/Steady State	34 – 10 N (7.7 – 2.3 lbf)
■ Feed Pressure	27.6 – 5.9 bar (400 – 85 psia)
■ Chamber Pressure	13.4 – 4.1 bar (195 – 60 psia)
■ Expansion Ratio	60:1
■ Flow Rate	14.7 – 4.5 g/sec (0.032 – 0.010 lbm-sec)
■ Valve	Dual Seat
■ Cat. Bed Heater Pwr	13.2 Watts Max @ 28 Vdc & 21°C
■ Valve Heater Power	4.0 Watts @ 28 Vdc & 21°C
■ Valve Power	24.5 Watts Max @ 28 Vdc & 21°C
■ Mass	0.590 kg (1.3 lbm) Nom

Performance

■ Specific Impulse	235 – 229 sec (lbf-sec/lbm)
■ Total Impulse	561,388 N-sec (126,205 lbf-sec)
■ Total Pulses	120,511
■ Minimum Impulse Bit	0.15 N-sec @ 5.9 bar & 16 ms ON (0.034 lbf-sec @ 85 psia & 16 ms ON)
■ Steady State Firing	4,000 sec

Status

- Qualified: Integrated on 3 Spacecraft

Reference

- AIAA-2005-3954

Rev. Date: 4/24/06

11411 139th Place NE • Redmond, WA 98052
(425) 885-5000 FAX (425) 882-5747

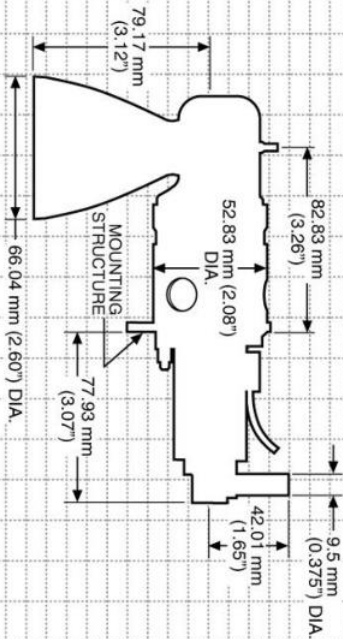
Approved for public release and export

AEROJET

MR-107T 110N (25-lbf) ROCKET ENGINE ASSEMBLY



P/N 36399



Design Characteristics

■ Propellant	Hydrazine
■ Catalyst	S-405 / LCH-202
■ Thrust/Steady State	125 – 54 N (28 – 12 lbf)
■ Feed Pressure	37 – 7 bar (500 – 100 psia)
■ Chamber Pressure	4.7 – 1.8 bar (69 – 26 psia)
■ Expansion Ratio	21.5:1
■ Flow Rate	55.8 – 22.7 g/sec (0.123 – 0.05 lbm/sec)
■ Valve	Single Seat
■ Valve Power	<34.8 Watts @ 28 Vdc & 20°C
■ Mass	1.01 kg (2.23 lbm)
■ Engine	0.67 kg (1.48 lbm)
■ Valve	0.34 kg (0.75 lbm)

Performance – Reference MR-107S/T Testing in 2007

■ Specific Impulse	222 – 228 sec (lbf-sec/lbm)
■ Total Impulse	92,967 N-sec (20,900 lbf-sec)
■ Total Pulses	14,300
■ Steady State Firing	100 sec @ 125N (28-lbf) 100 sec @ 54N (12-lbf)

Status

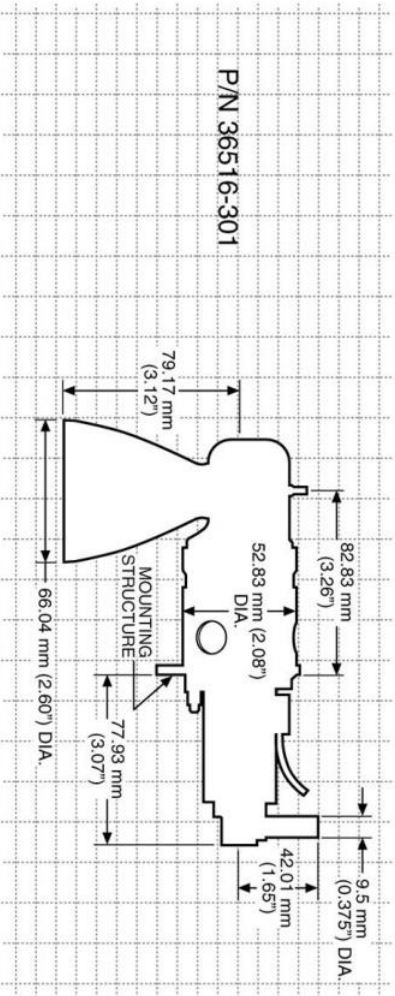
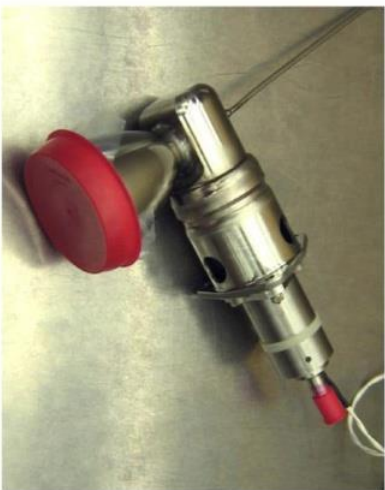
- Qualified

Rev. Date: 7/15/08
2008-015
11411 139th Place NE • Redmond, WA 98052
(425) 885-5000 FAX (425) 882-5747

Approved for public release and export

AEROJET

MR-107V 220N (49.5-lbf) ROCKET ENGINE ASSEMBLY



Design Characteristics

■ Propellant	Hydrazine
■ Catalyst	S-405 / LCH-202
■ Thrust/Steady State	220 – 67 N (49.5 – 15 lbf)
■ Feed Pressure	26 – 5.5 bar (377 – 80 psia)
■ Chamber Pressure	8.4 – 2.6 bar (122 – 38 psia)
■ Expansion Ratio	21.5:1
■ Flow Rate	98 – 31 g/sec (0.216 – 0.07 lbm/sec)
■ Valve	Single Seat
■ Valve Power	<34.8 Watts @ 28 Vdc & 20°C
■ Mass	1.01 kg (2.23 lbm)
■ Engine	0.67 kg (1.48 lbm)
■ Valve	0.34 kg (0.75 lbm)

Performance – Reference MR-107S/T Testing in 2007

■ Specific Impulse	229 – 223 sec (lbf-sec/lbm)
■ Total Impulse	337,175 N-sec (75,800 lbf-sec)
■ Total Pulses	30,275
■ Steady State Firing	100 sec @ 111 N (25-lbf)

Status

- Qualification Testing in 2007

Rev. Date: 6/19/07
2007-008
11411 139th Place NE • Redmond, WA 98052
(425) 885-5000 FAX (425) 882-5747

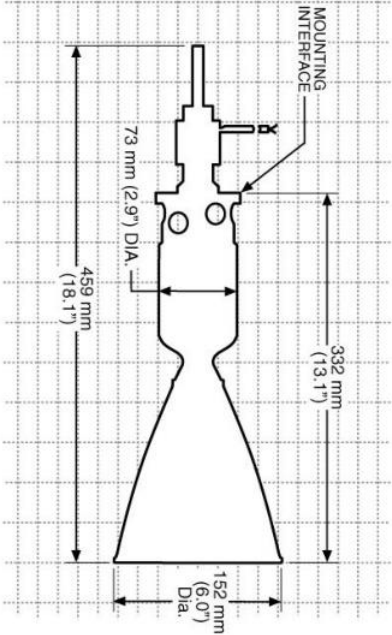
Approved for public release and export

AEROJET

MR-104A/C 440N (100-lbf) ROCKET ENGINE ASSEMBLY



P/N 28875-305
ICD PS-2598867



Design Characteristics

■ Propellant	Hydrazine
■ Catalyst	S405 / LCH-202
■ Thrust/Steady State	572.5 – 204.6 N (128.7 – 46 lbf)
■ Feed Pressure	28.9 – 6.9 bar (420 – 100 psia)
■ Chamber Pressure	10.7 – 3.9 bar (155 – 56 psia)
■ Expansion Ratio	53:1
■ Flow Rate	240.4 – 90.72 g/sec (0.53 – 0.20 lbm-sec)
■ Valve	Single Seat
■ Valve Power	30 Watts @ 28 Vdc & 21°C
■ Cat. Bed Heater Pwr	13.1 Watts @ 28 Vdc & 21°C
■ Mass	1.86 kg (4.11 lbm)
■ Engine	1.44 kg (3.17 lbm)
■ Valve	0.43 kg (0.94 lbm)

Performance

■ Specific Impulse	239 – 223 sec (lbf-sec/lbm)
■ Total Impulse	693,900 N-sec (156,000 lbf-sec)
■ Total Pulses	1,742
■ Minimum Impulse Bit	8.23 N-sec @ 24.13 bar & 22 ms ON (1.85 lbf-sec @ 350 psia & 22 ms ON)
■ Steady State Firing	2,000 sec – Single Firing 2,654 sec – Cumulative

Status

- Flight Proven

Rev. Date: 5/17/06

11411 139th Place NE • Redmond, WA 98052
(425) 885-5000 FAX (425) 882-5747

Approved for public release and export

AEROJET

Anexo 4. Ajuste de curvas de datos termodinámicos.

Referencias:

[1] <http://cearun.grc.nasa.gov/>

Una de las ventajas que ofrece el módulo de diseño detallado de motores del programa *IDRProp&Launch* es que, para el diseño de motores cohete sólidos y líquidos donde la termodinámica de la cámara de combustión es altamente compleja, se ofrece una serie de propulsores predefinidos en los cuales la temperatura de cámara, la masa molar media de los productos y la relación de calores específicos dejan de ser parámetros de entrada y se obtienen como función de la presión de cámara introducida por el usuario.

Para esto, se ha utilizado la herramienta **CEA** (*Chemical Equilibrium with Applications*) con el fin de obtener la evolución experimental de estas magnitudes termodinámicas en función de la presión de cámara y poder aproximarla con una expresión matemática adecuada. Cabe destacar que el programa también resuelve la expansión en la tobera pero para este caso, sólo interesan los parámetros termodinámicos en la cámara de combustión. La herramienta hace uso del método de **composición de equilibrio** mostrado en el **Anexo 2** para resolver la combustión.

Tras obtener los resultados experimentales, se utiliza la herramienta *Curve Fitting Tool* de *Matlab* que permite una gran variedad de ajustes de curvas posibles. A modo de ejemplo, la **Figura A4.1** muestra el ajuste realizado para la temperatura de cámara en el caso de $\text{LH}_2\text{-LO}_x$ con un valor de $\text{O/F}=6$.

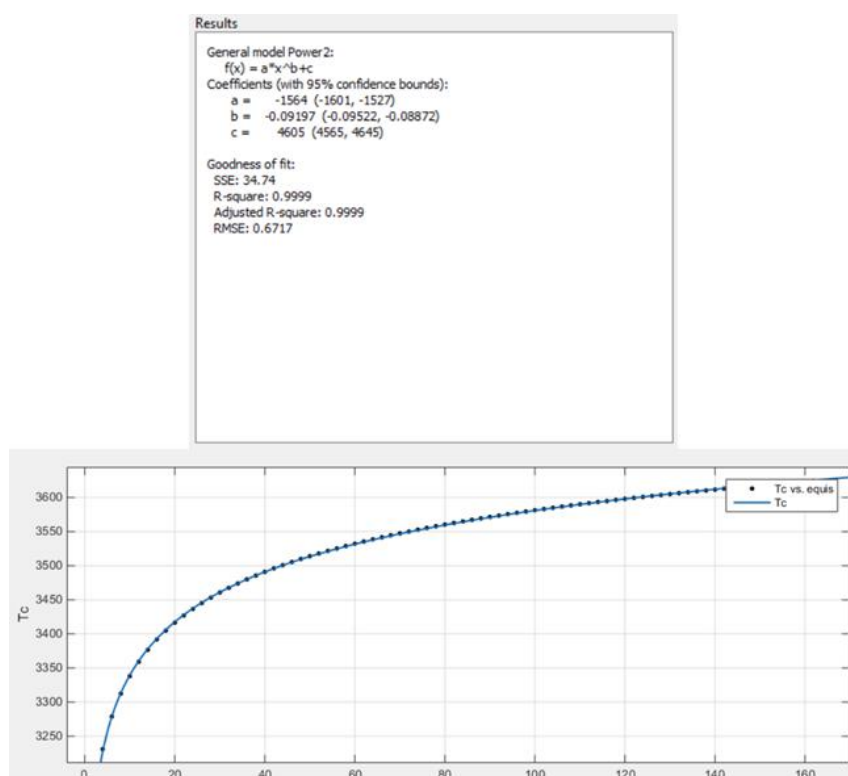


Figura A4.1 - Ajuste de la temperatura de cámara en el caso de $\text{LH}_2\text{-LF}_2$

- Propulsante líquido

Uno de los sistemas más utilizados en el ámbito espacial son los motores cohete líquidos bipropulsantes. En este caso, como se mostró en el apartado 4.6.2 de este mismo informe, se ofrece la posibilidad de usar cuatro de las combinaciones más comunes de propulsantes con dos posibles valores de relación de mezcla (impulso específico máximo o igualdad de tanques). Los resultados obtenidos del ajuste de puntos experimentales, con la presión expresada en [bar], se muestran a continuación:

	I_{sp} máximo		
	T_c	M_m	γ_m
LH₂-LO_x	$-975.5 \cdot P^{-0.1269} + 3852$ (R ² = 0.9999)	$-1.194 \cdot P^{-0.1133} + 12.56$ (R ² = 0.9999)	$0.5473 \cdot P^{0.01473} + 0.5752$ (R ² = 0.9999)
MMH-NTO	$-6740 \cdot P^{-0.01693} + 9668$ (R ² = 1)	$-32.03 \cdot P^{-0.007178} + 54.35$ (R ² = 1)	$1.124 \cdot P^{0.004714} - 0.007016$ (R ² = 1)
RP1-LO_x	$-3274 \cdot P^{-0.04215} + 6305$ (R ² = 1)	$-10.12 \cdot P^{-0.02584} + 31.35$ (R ² = 1)	$0.08644 \cdot P^{0.06961} + 1.033$ (R ² = 1)
LH₂-LF₂	$-1564 \cdot P^{-0.09197} + 4605$ (R ² = 0.9999)	$0.7957 \cdot P^{0.09296} + 9.258$ (R ² = 0.9997)	$-0.1072 \cdot P^{-0.173} + 1.259$ (R ² = 0.9976)

	Igualdad de tanques		
	T_c	M_m	γ_m
LH₂-LO_x	$-1116 \cdot P^{-0.0894} + 3924$ (R ² = 1)	$-2.428 \cdot P^{-0.0816} + 23.76$ (R ² = 1)	$-0.3784 \cdot P^{-0.01767} + 1.496$ (R ² = 0.9999)
MMH-NTO	$-726.1 \cdot P^{-0.159} + 3576$ (R ² = 0.9999)	$-1.337 \cdot P^{-0.1522} + 21.48$ (R ² = 0.9999)	$0.5122 \cdot P^{0.01973} + 0.6174$ (R ² = 0.9999)
RP1-LO_x	$-25.27 \cdot P^{-0.3656} + 2246$ (R ² = 0.9986)	$16.91 \cdot e^{3.34 \cdot 10^{-6}P} - 0.0162 \cdot e^{-0.117P}$ (R ² = 0.9917)	$-0.02956 \cdot P^{-0.4731} + 1.278$ (R ² = 0.9995)
LH₂-LF₂	$2835 \cdot P^{0.0686} + 1151$ (R ² = 1)	$0.3808 \cdot P^{0.2902} + 16.7$ (R ² = 0.9996)	$1.164 \cdot e^{1.413 \cdot 10^{-6}P} - 0.0232 \cdot e^{-0.05P}$ (R ² = 0.9946)

Se obtienen los parámetros termodinámicos buscados a través de expresiones potenciales o exponenciales sencillas.

Como se observa, el coeficiente de determinación es muy elevado (por encima de 0.9 en todos los casos) lo que indica una buena bondad del ajuste para el espectro de presiones estudiado (entre 2 bar y 162 bar). A continuación se muestran los resultados gráficamente. Los **puntos negros** son los valores experimentales, la **línea azul** es la expresión matemática correspondiente y los **puntos verdes** muestran la desviación (en porcentaje) entre cada uno de los valores experimentales y los calculados.

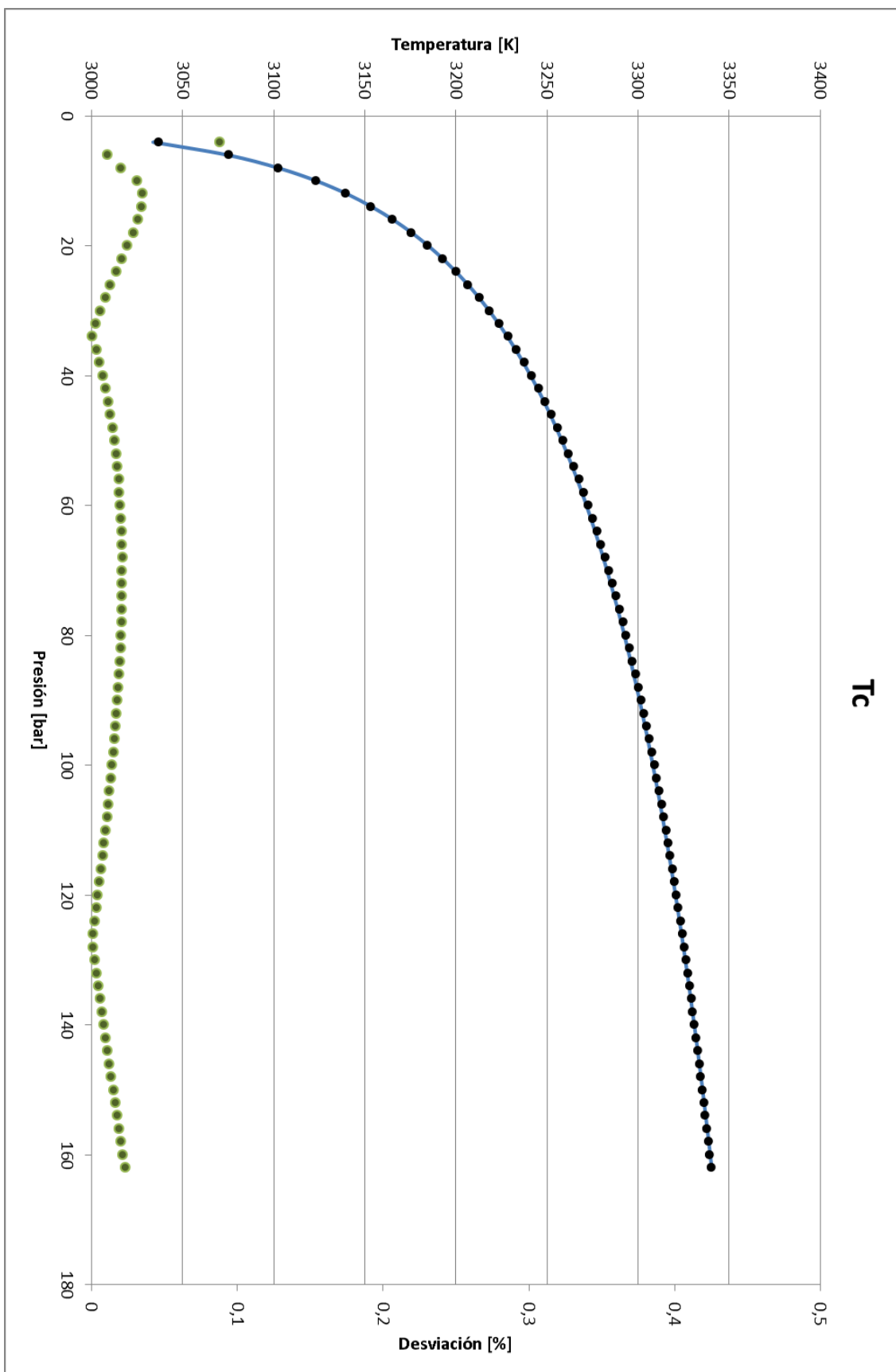


Gráfico A4.1 - Resultados LH2-LOx. Isp máximo. Temperatura de cámara

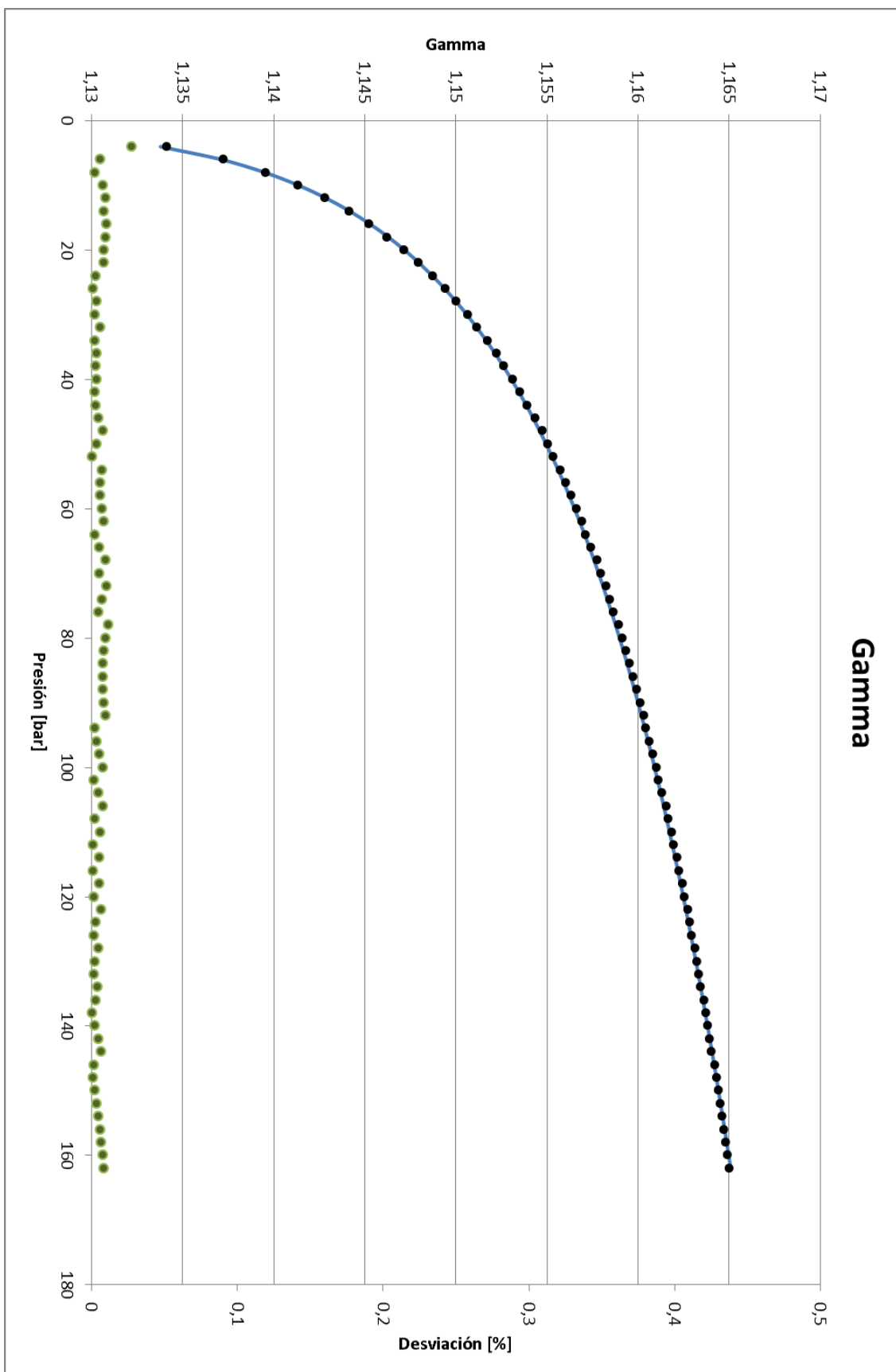


Gráfico A4.2 - Resultados LH2-LOx. Isp máximo. Relación de calores específicos

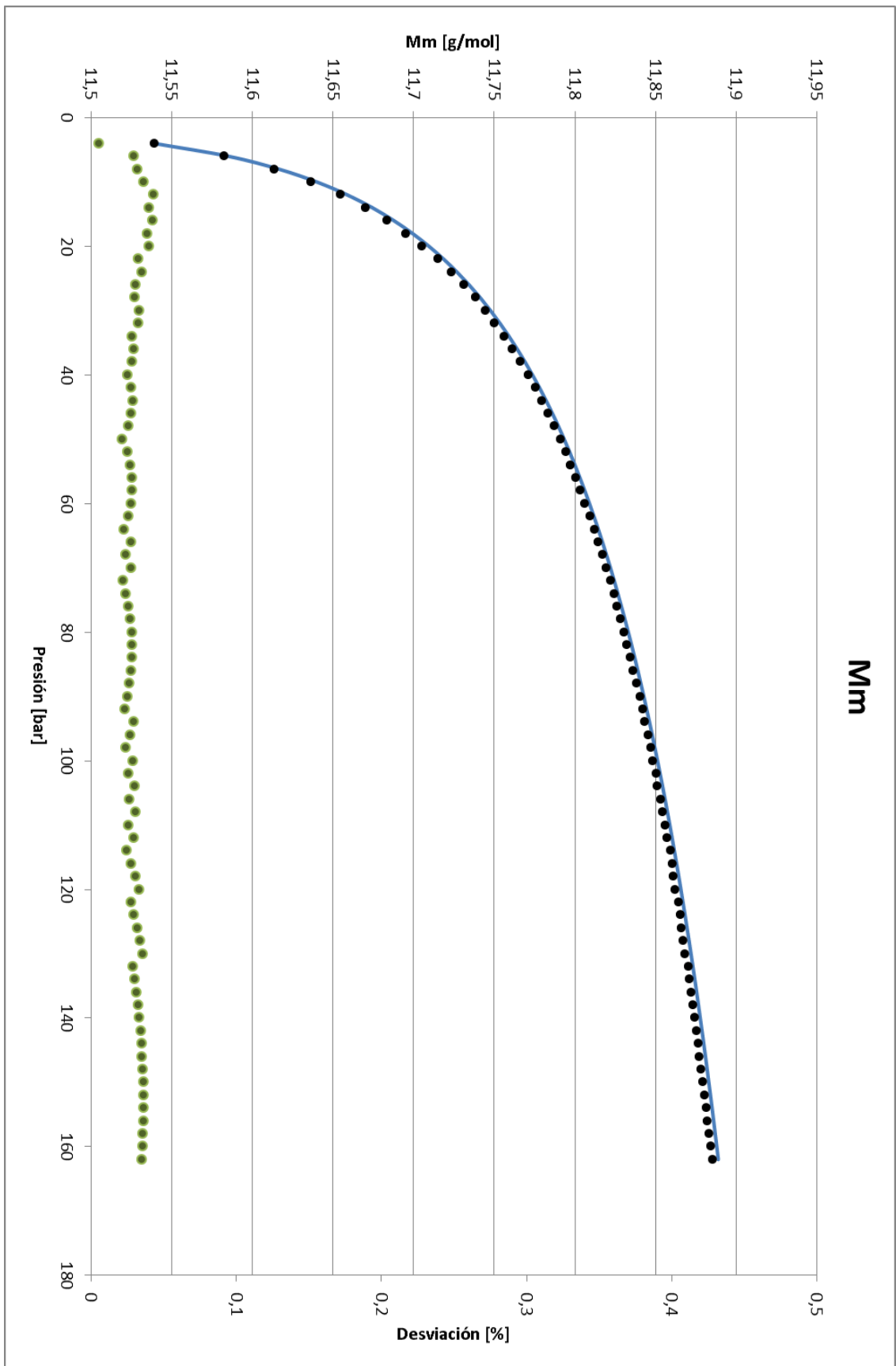


Gráfico A4.3 - Resultados LH2-LOx. Isp máximo. Masa molar media

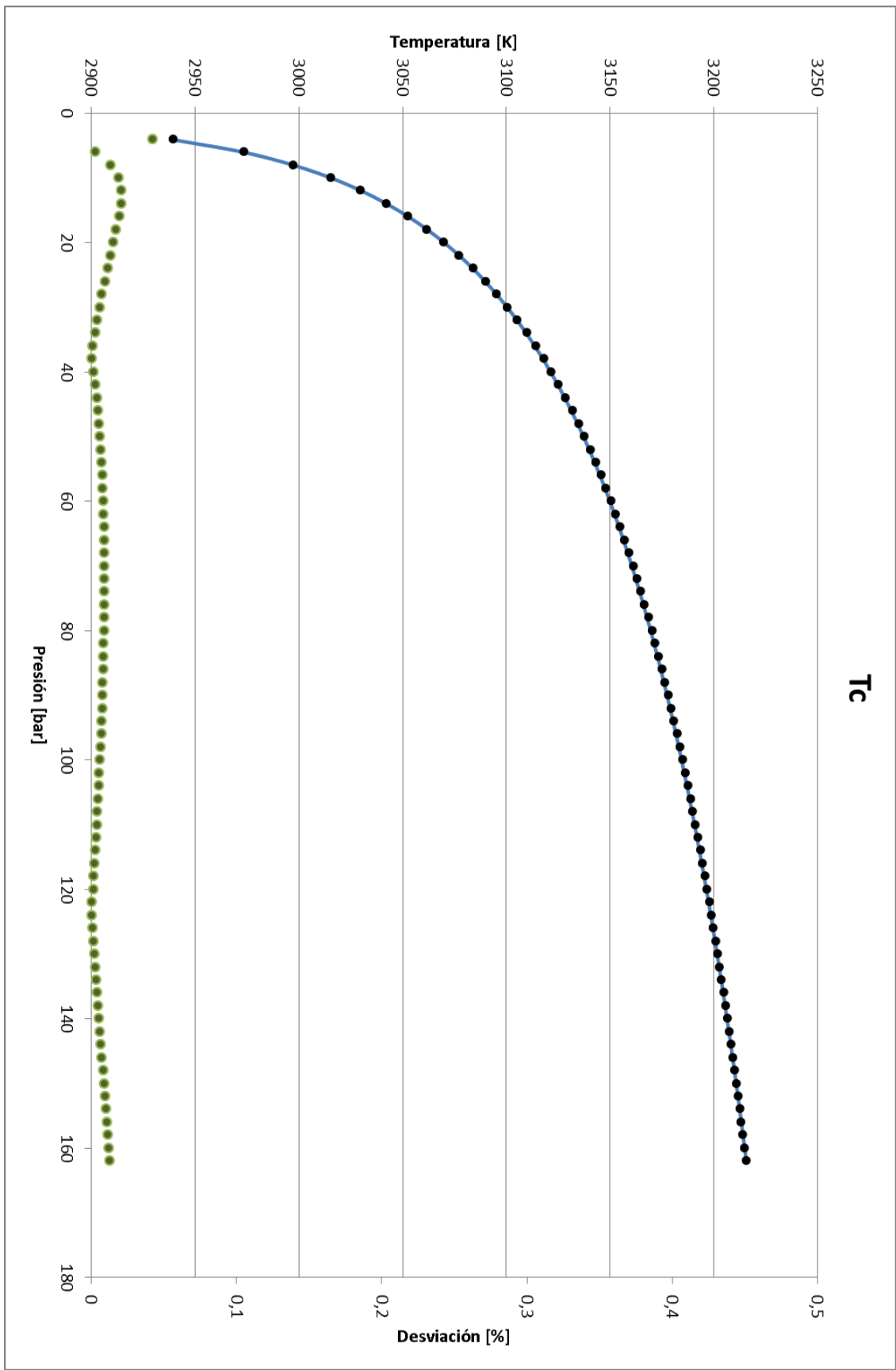


Gráfico A4.4 - Resultados LH2-LOx. Tanques iguales. Temperatura de cámara

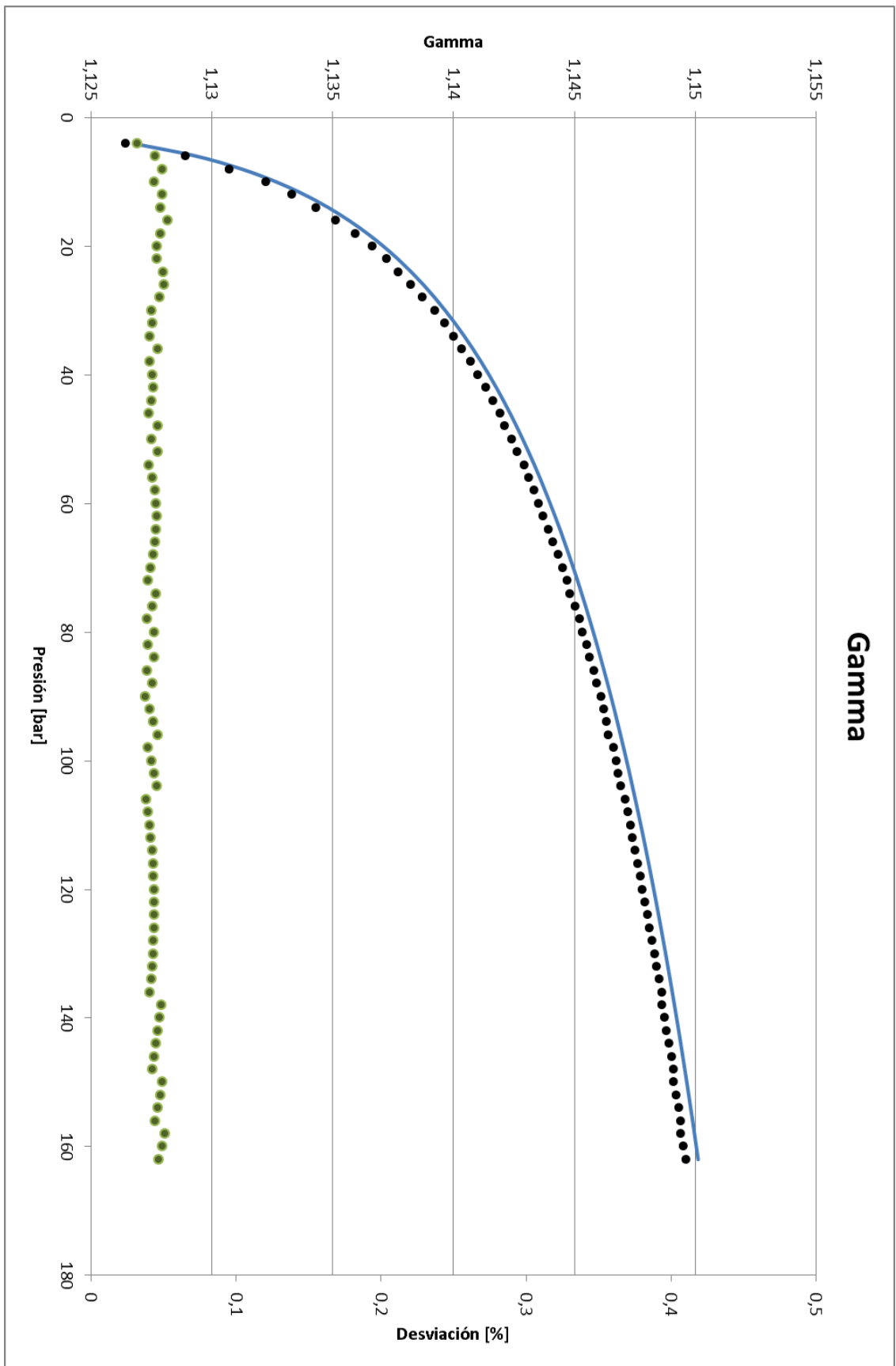


Gráfico A4.5 - Resultados LH2-LOx. Tanques iguales. Relación de calores específicos

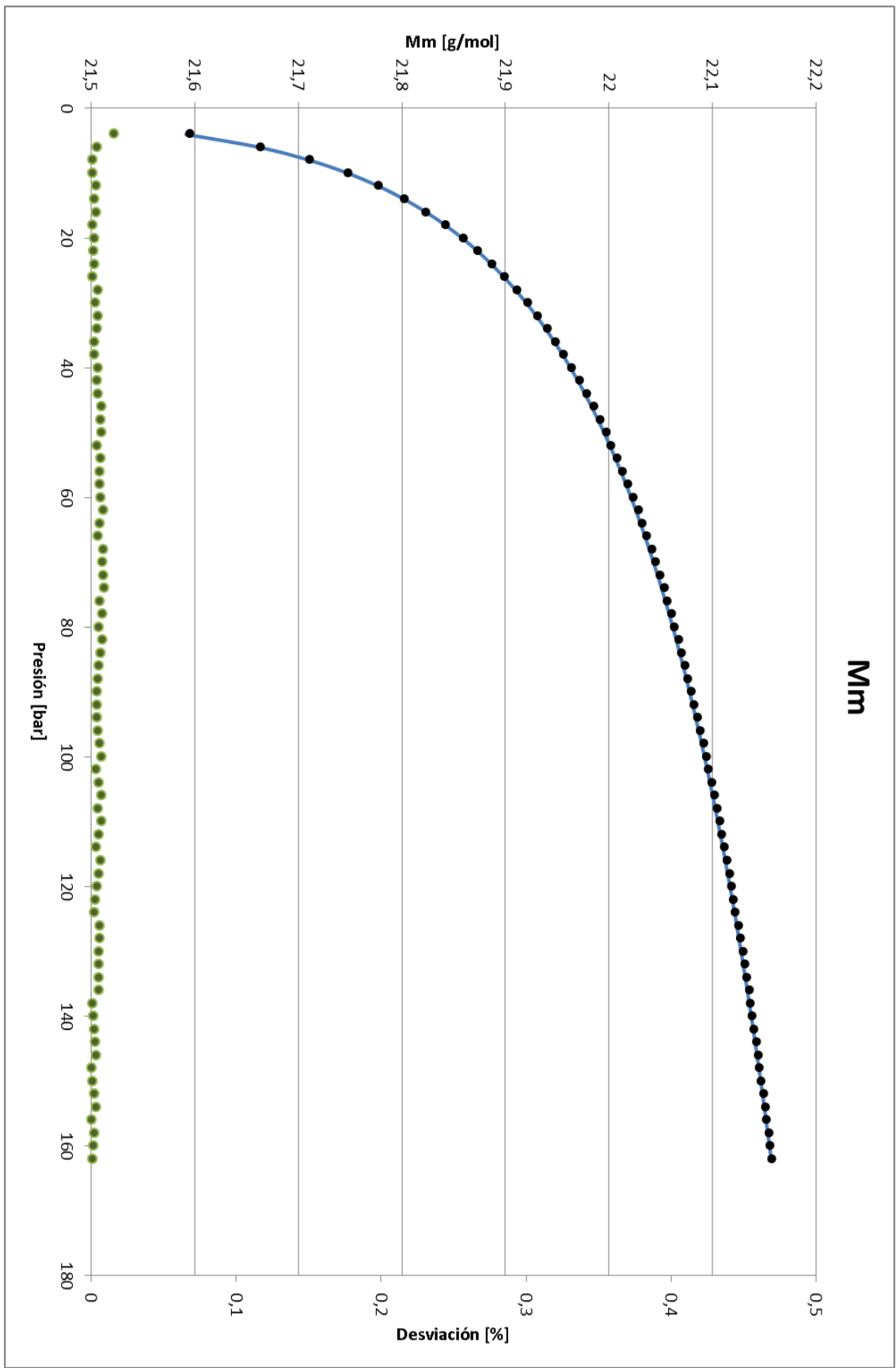


Gráfico A4.6 - Resultados LH2-LOx. Tanques iguales. Masa molar media

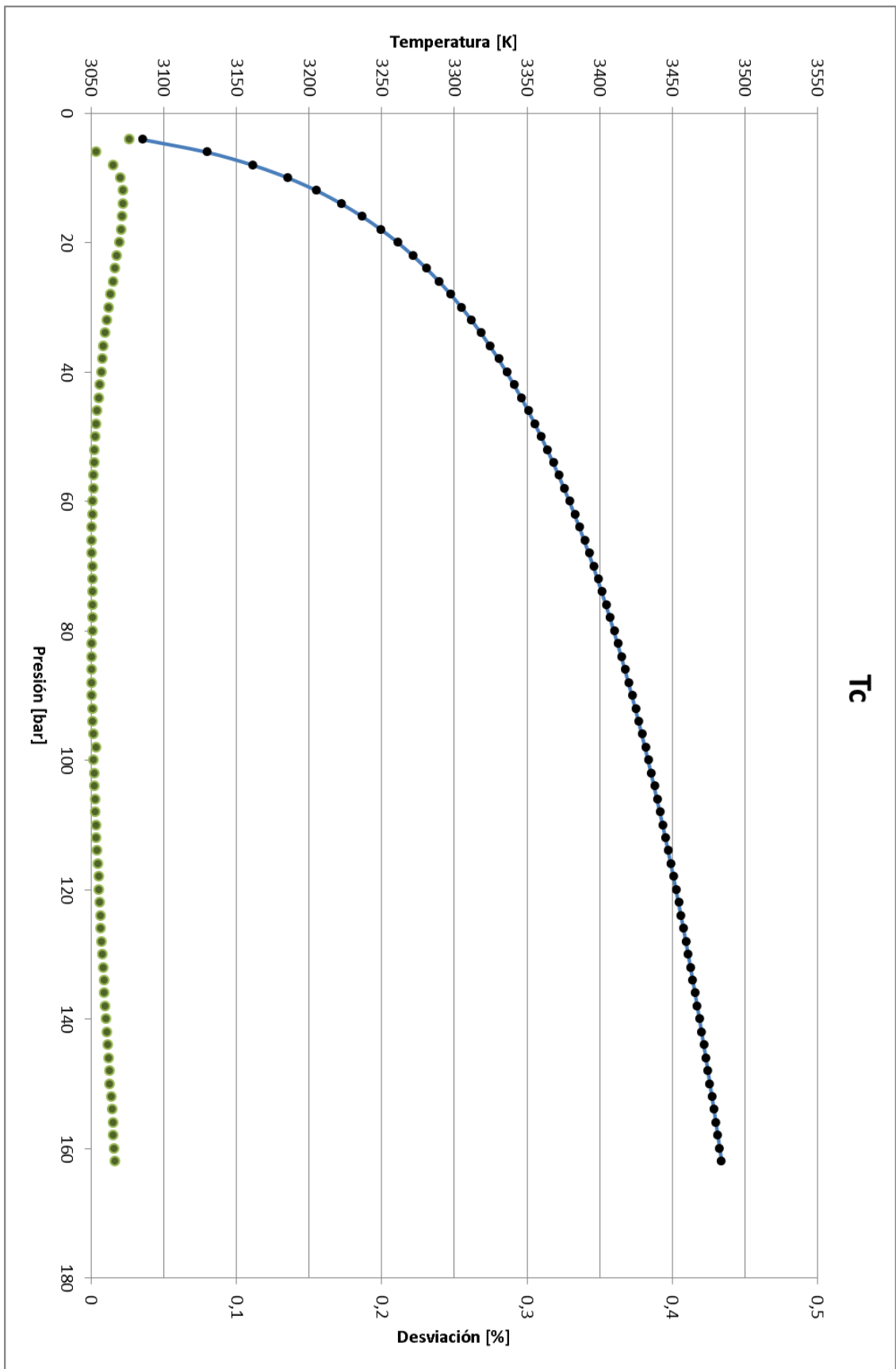


Gráfico A4.7 - Resultados MMH-NT0. Isp máximo. Temperatura de cámara

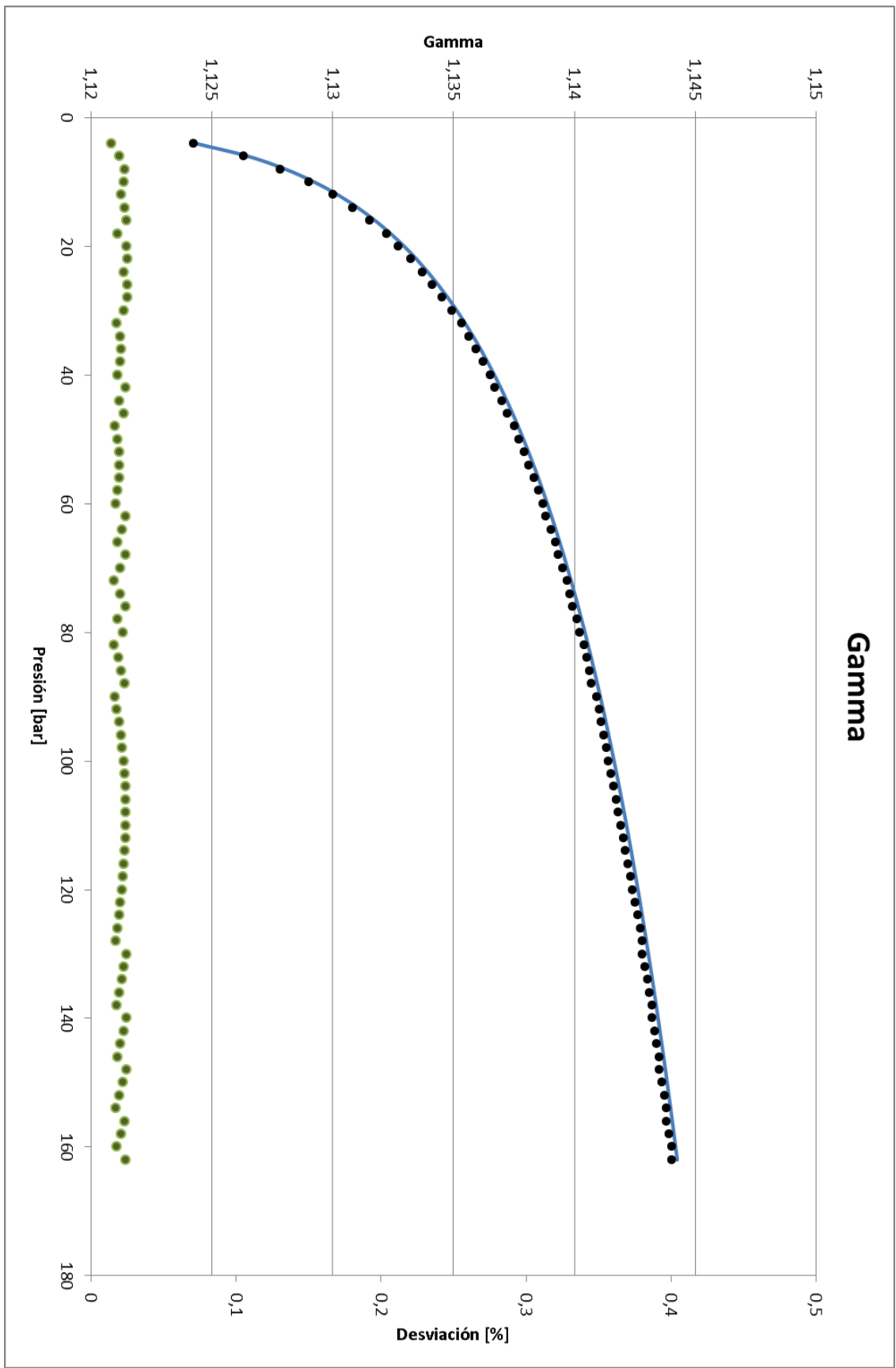


Gráfico A4.8 - Resultados MMH-NTO. Isp máximo. Relación de calores específicos

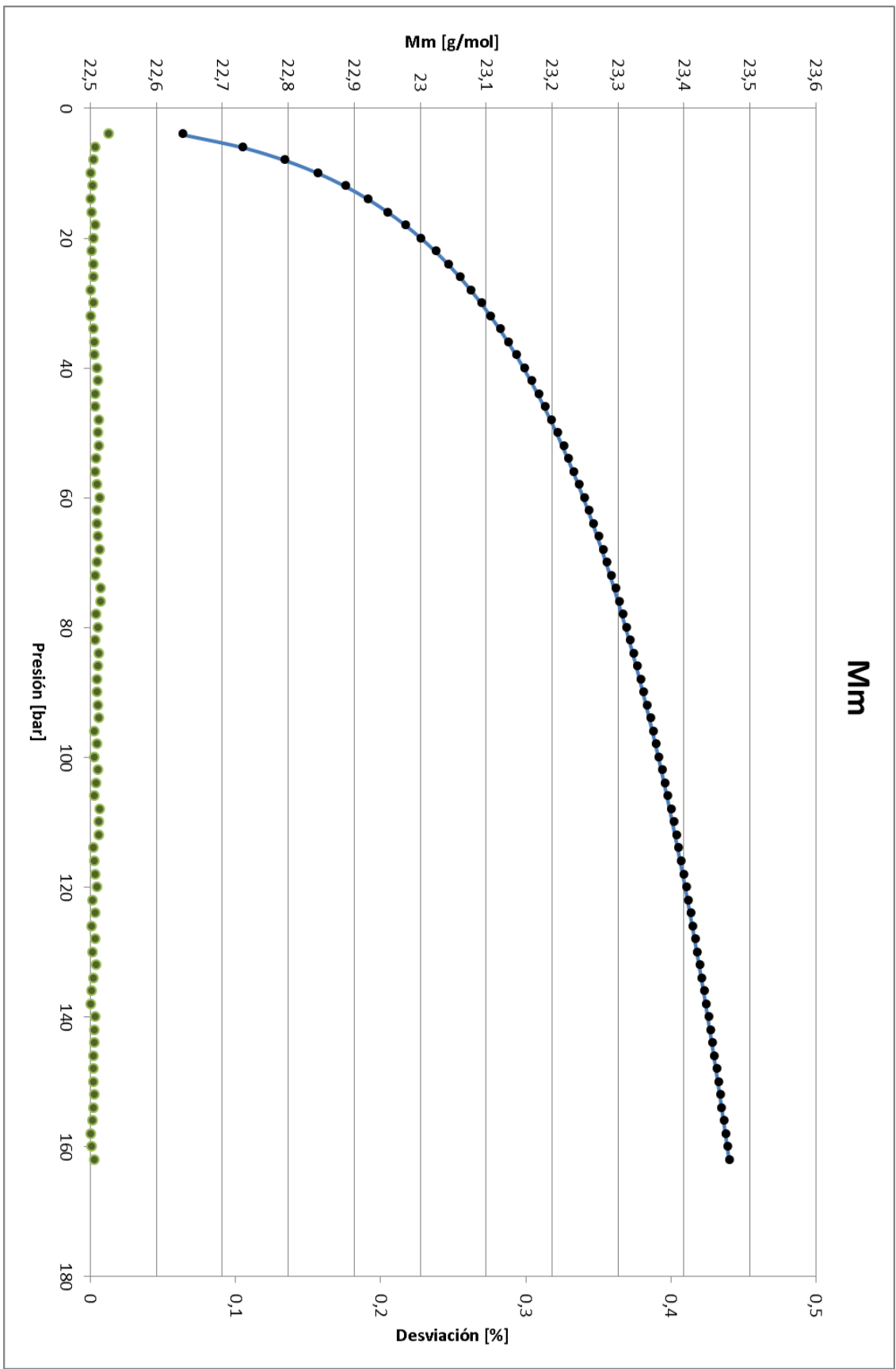


Gráfico A4.9 - Resultados MMH-NTO. Isp máximo. Masa molar media

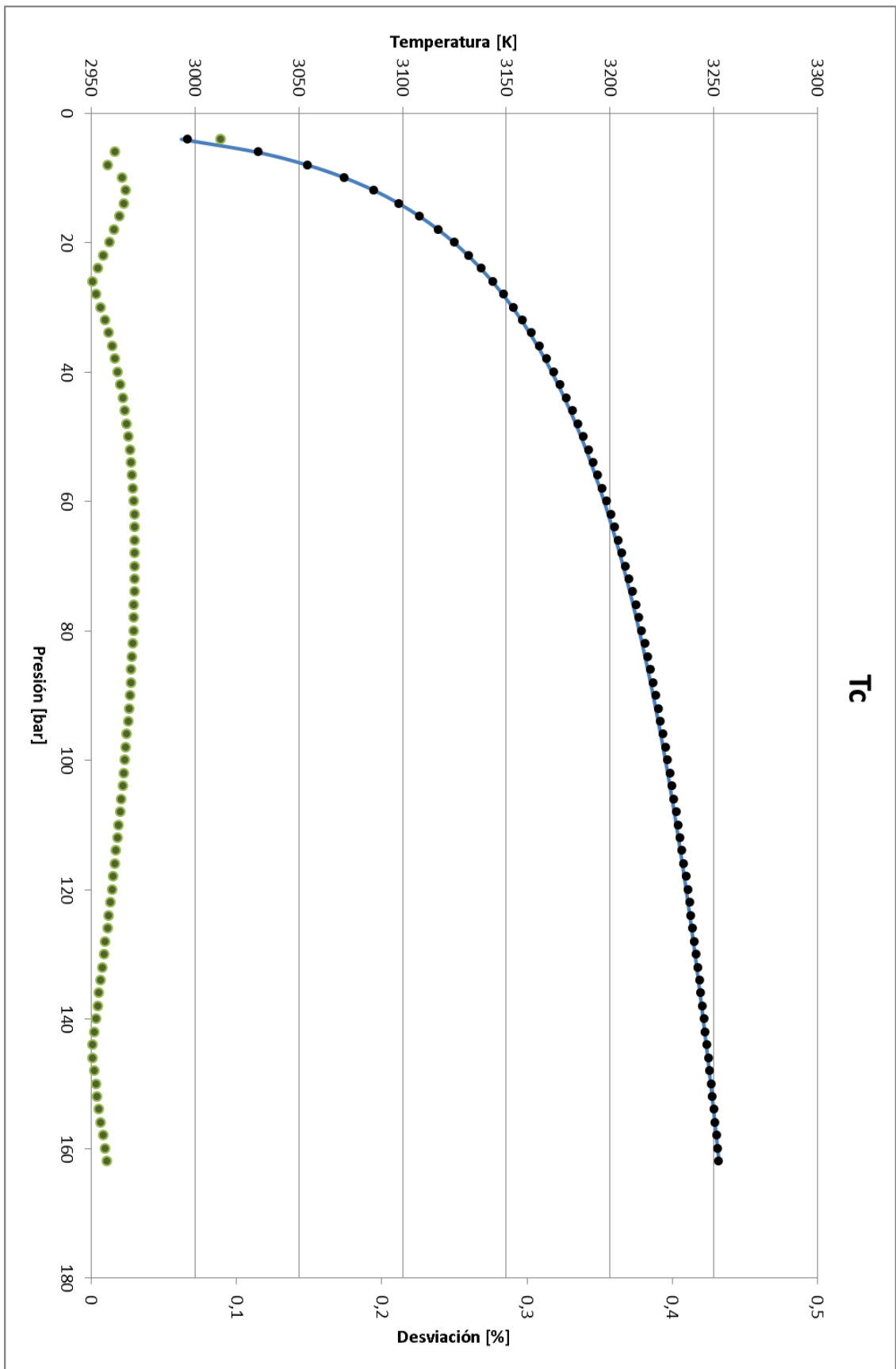


Gráfico A4.10 - Resultados MMH-NTO. Tanques iguales. Temperatura de cámara

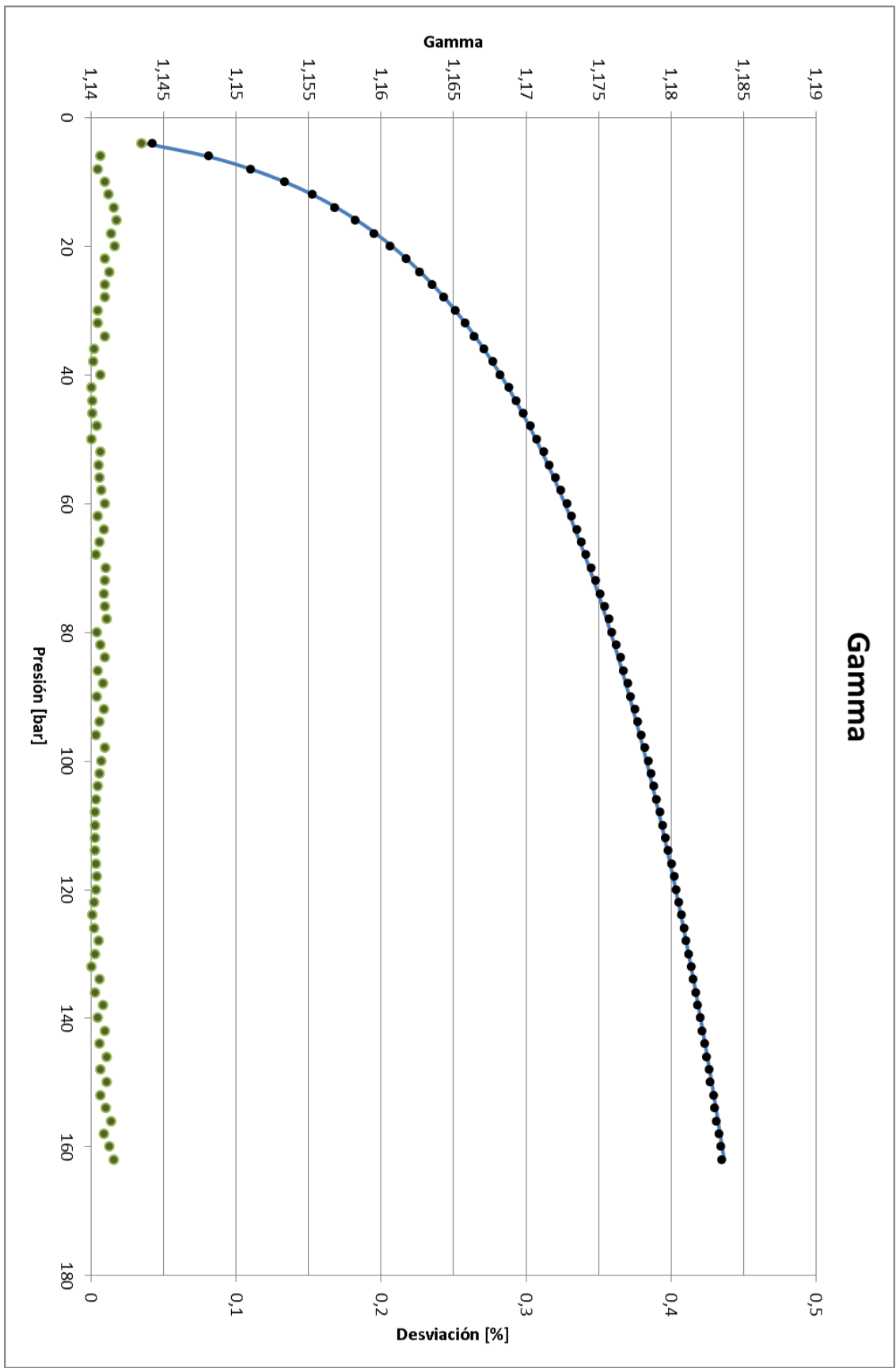


Gráfico A4.11 - Resultados MMH-NTO. Tanques iguales. Relación de calores específicos

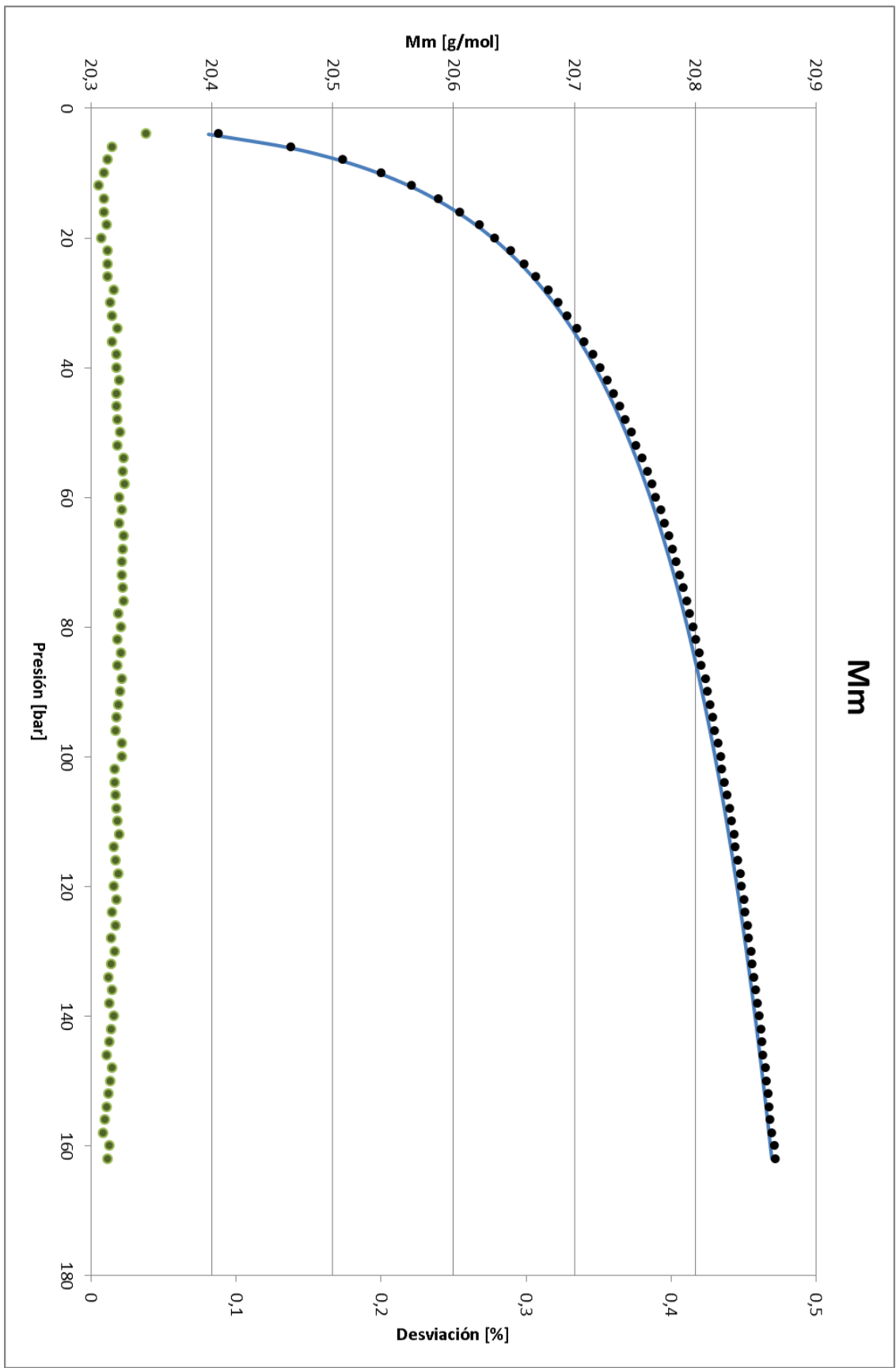


Gráfico A4.12 - Resultados MMH-NTO. Tanques iguales. Masa molar media

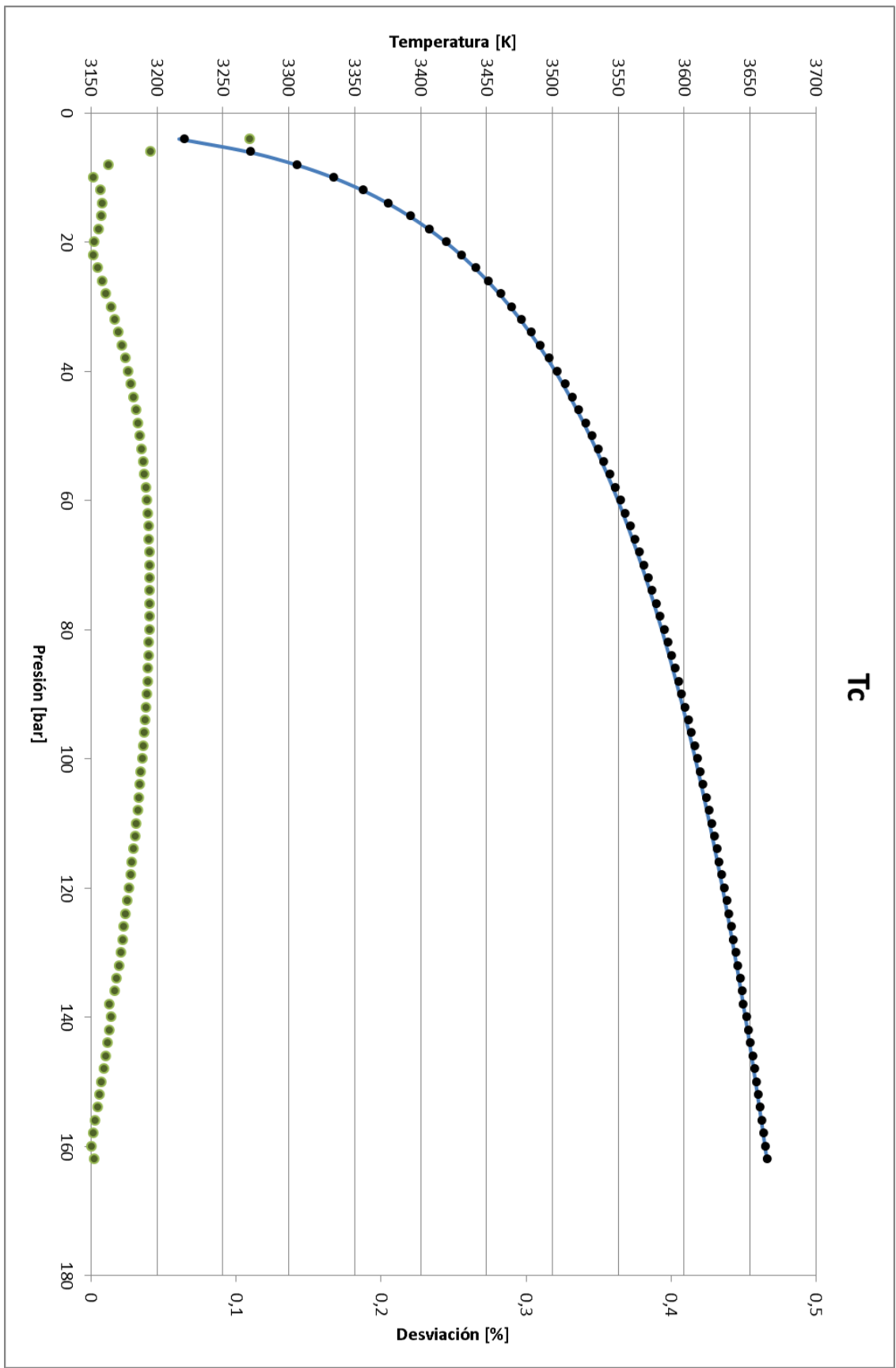


Gráfico A4.13 - Resultados RP1-LOx. Isp máximo. Temperatura de cámara

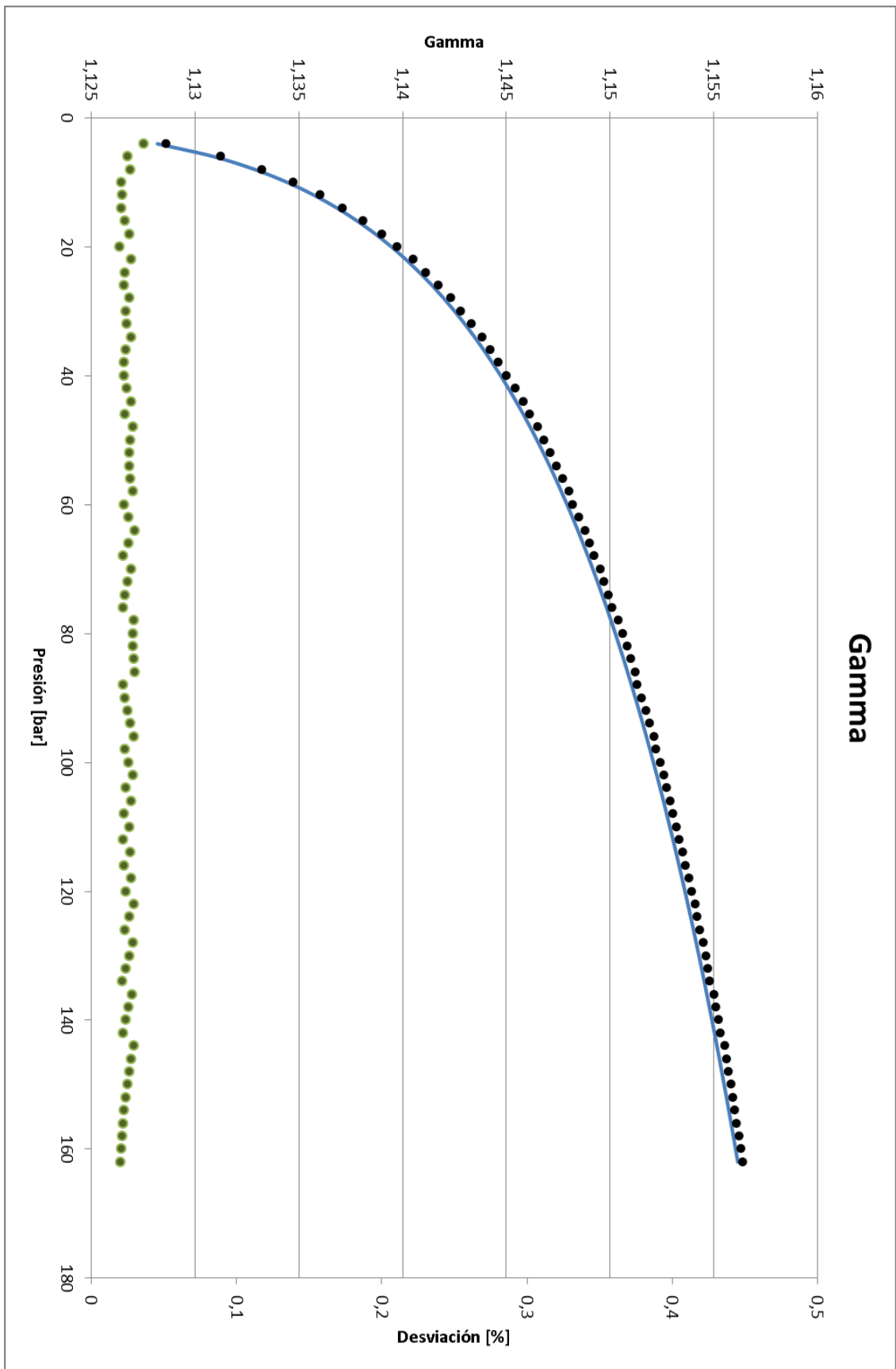


Gráfico A4.14 - Resultados RP1-LOx. Isp máximo. Relación de calores específicos

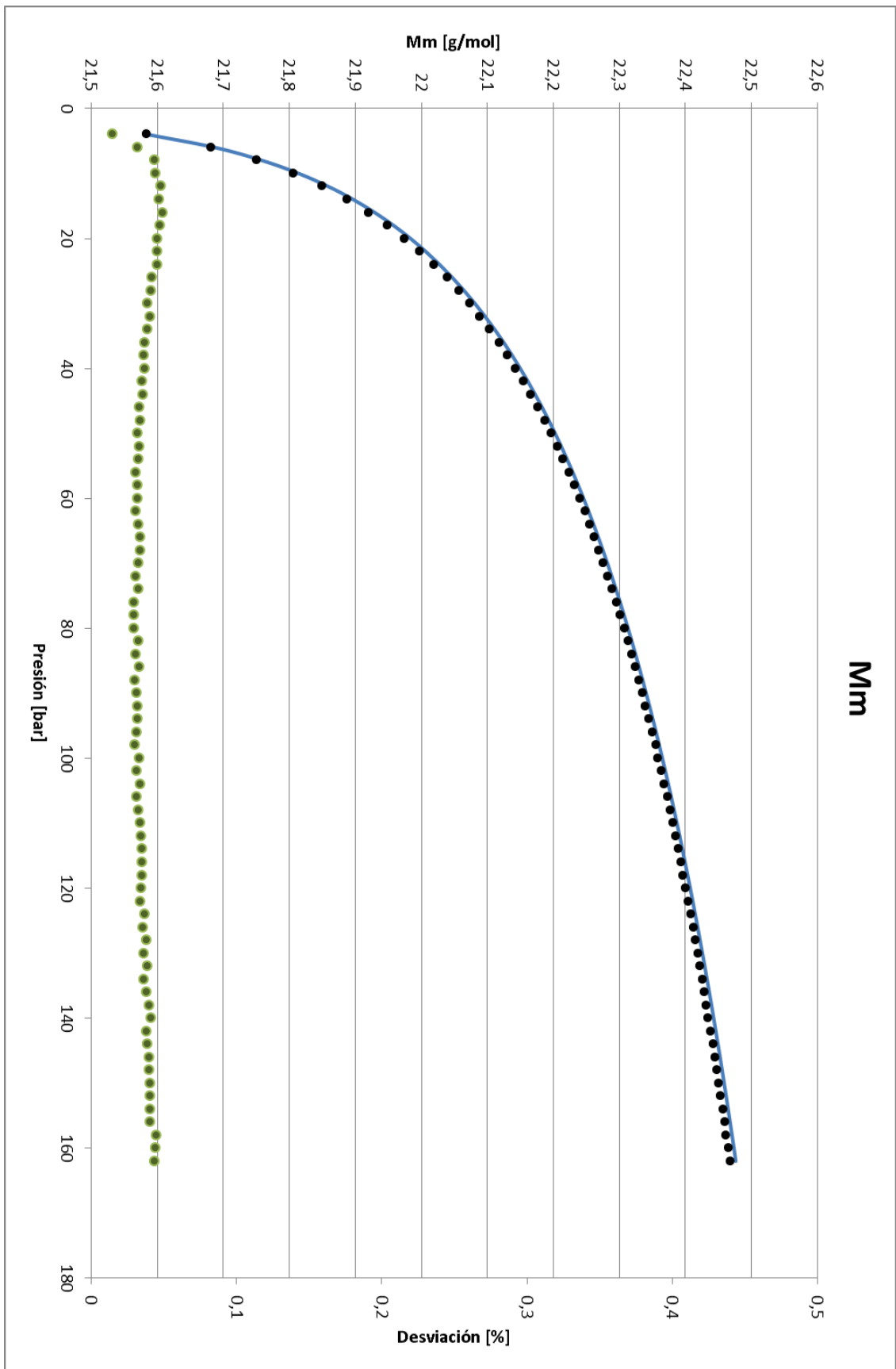


Gráfico A4.15 - Resultados RP1-LOx. Isp máximo. Masa molar media

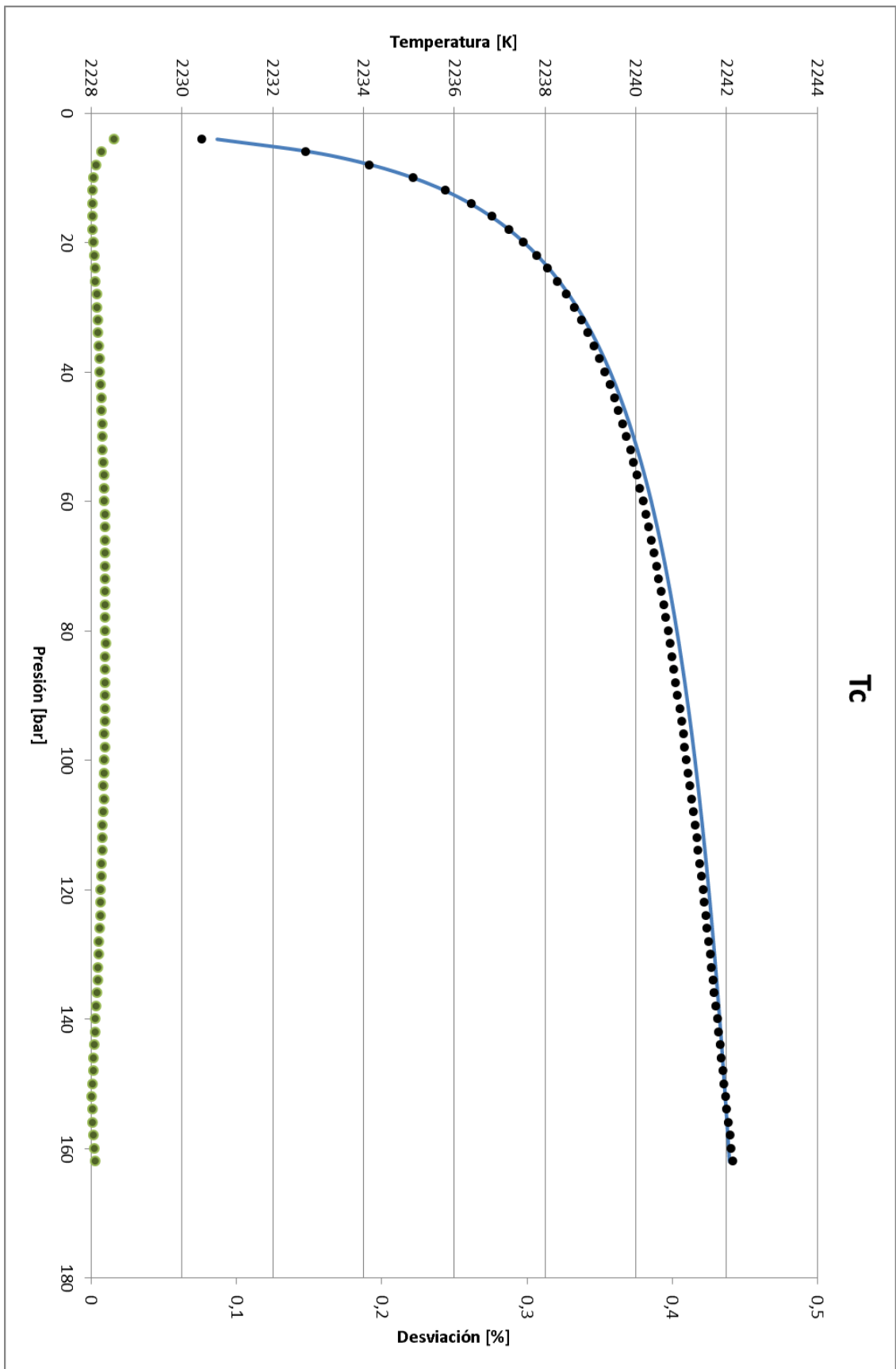


Gráfico A4.16 - Resultados RP1-LOx. Tanques iguales. Temperatura de cámara

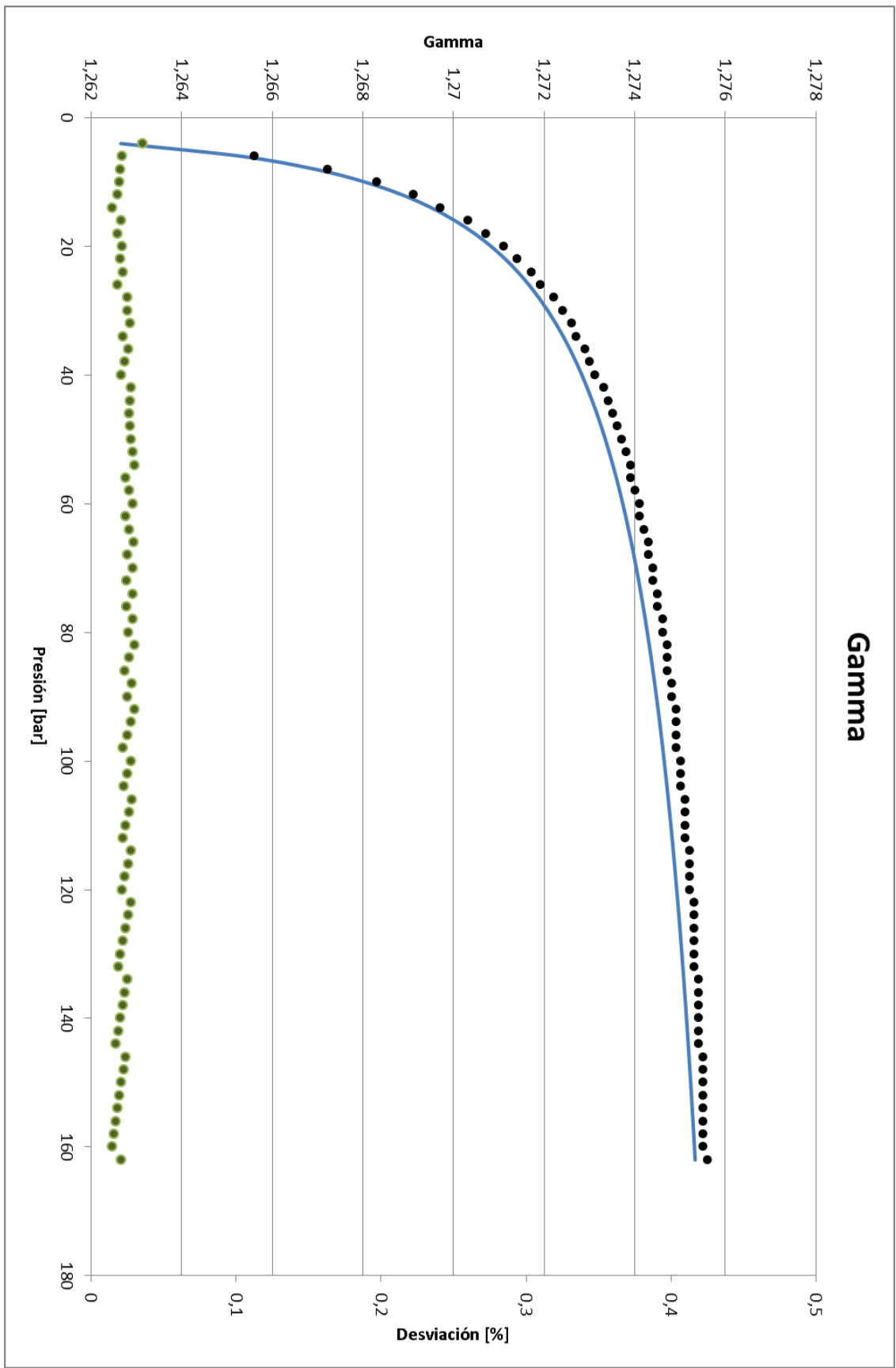


Gráfico A4.17 - Resultados RP1-LOx. Tanques iguales. Relación de calores específicos

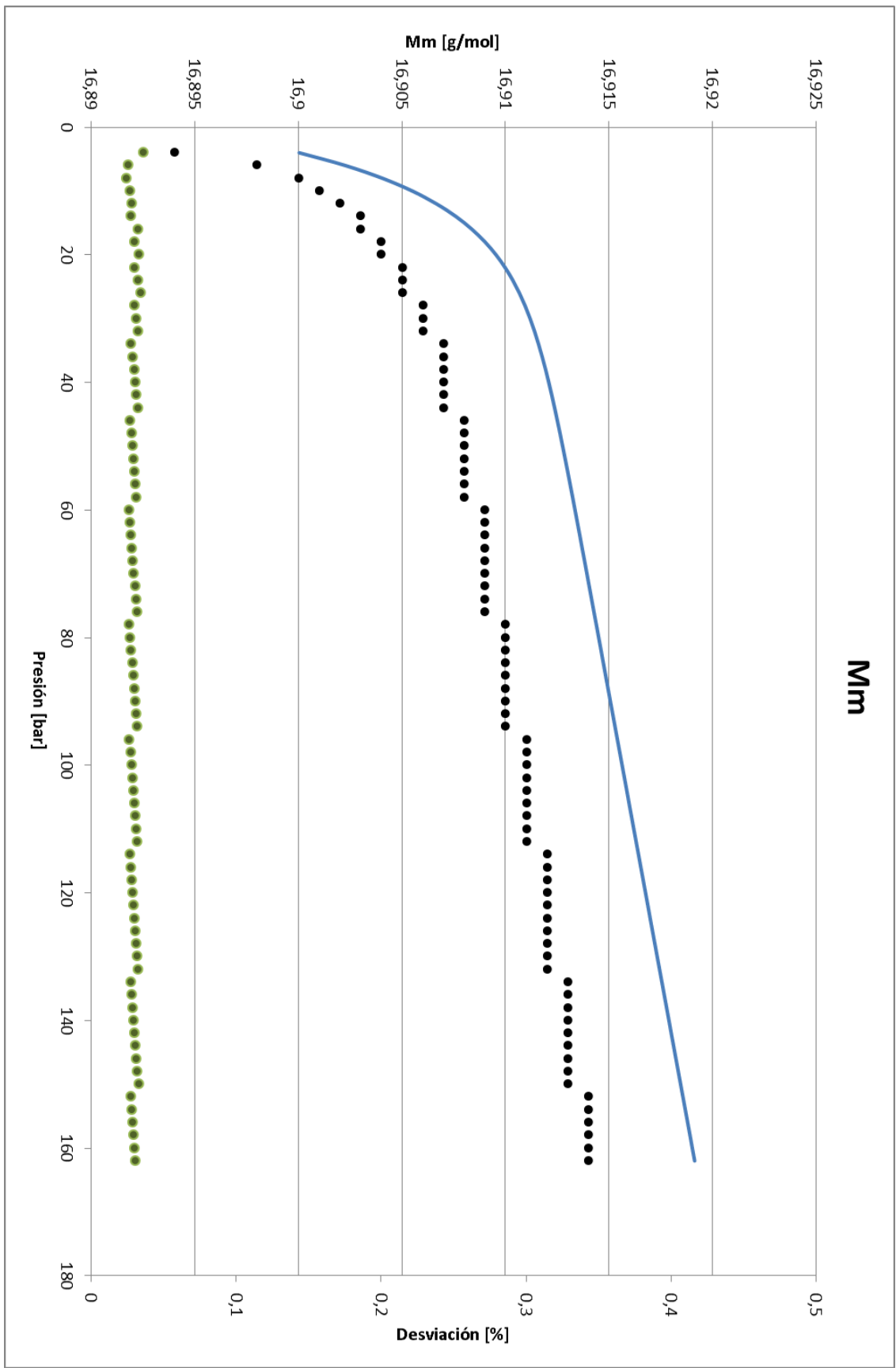


Gráfico A4.18 - Resultados RP1-LOx. Tanques iguales. Masa molar media

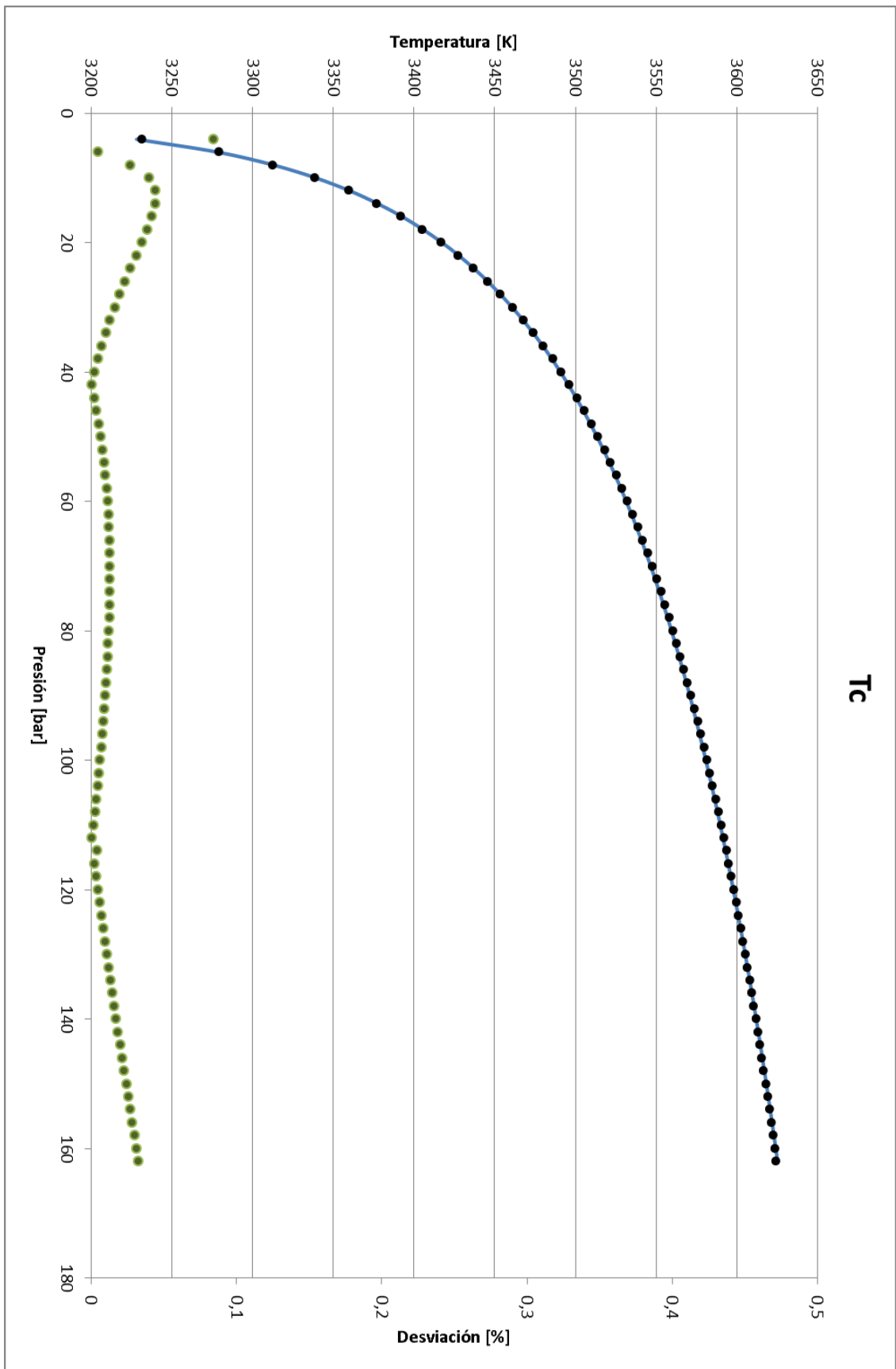


Gráfico A4.19 - Resultados LH2-LF2. Isp máximo. Temperatura de cámara

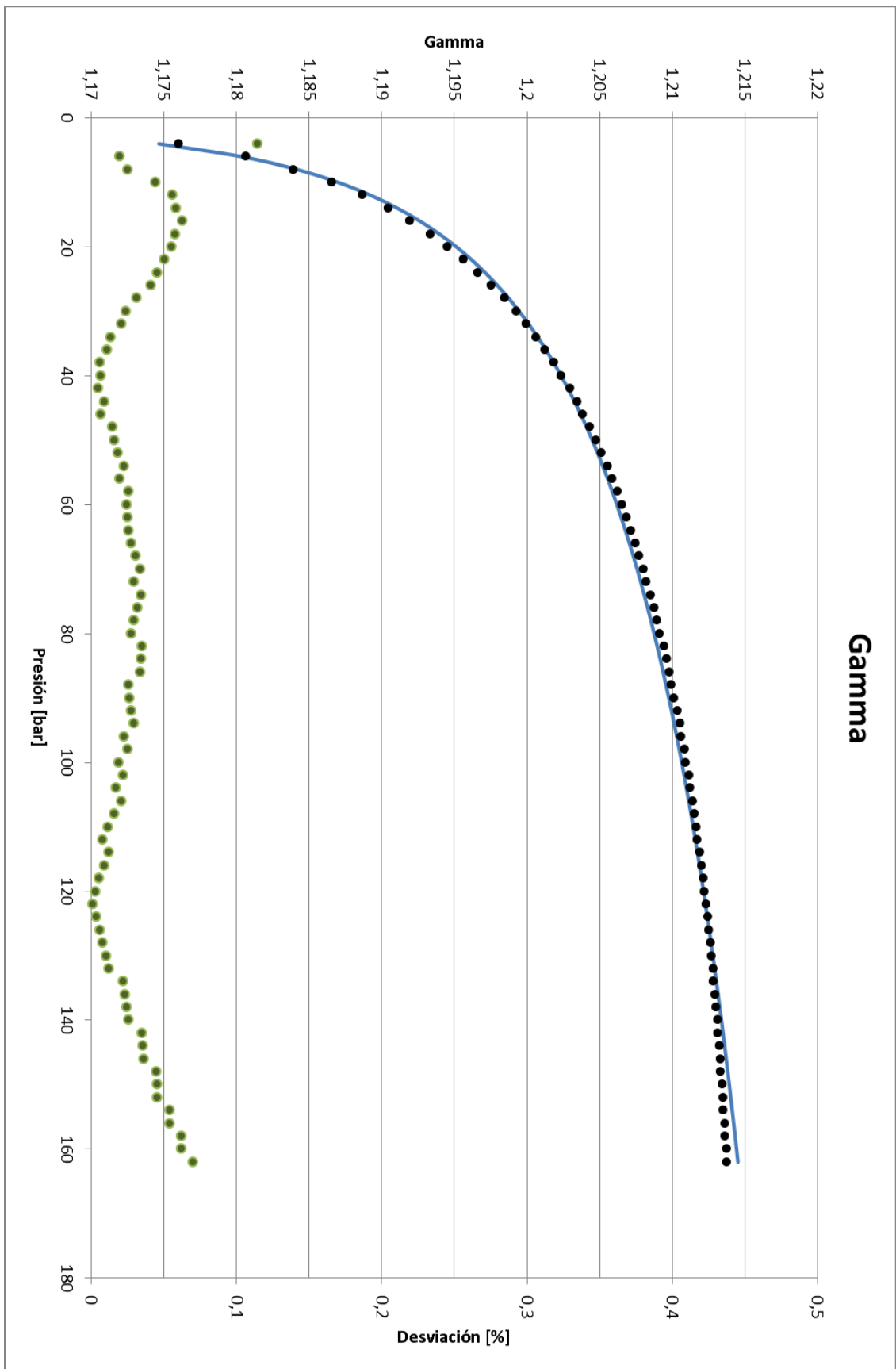


Gráfico A4.20 - Resultados LH2-LF2. Isp máximo. Relación de calores específicos

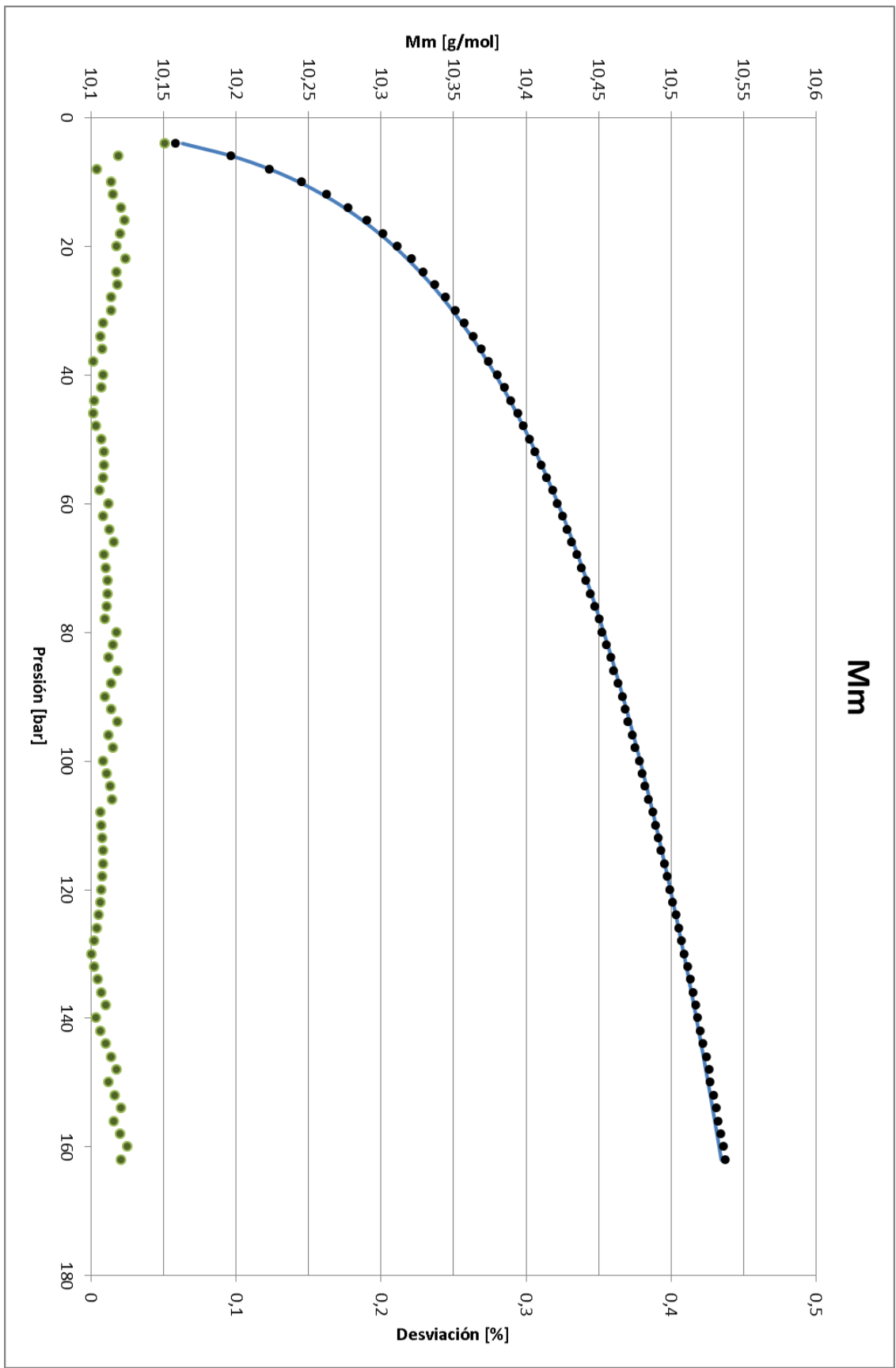


Gráfico A4.21 - Resultados LH2-LF2. Isp máximo. Masa molar media

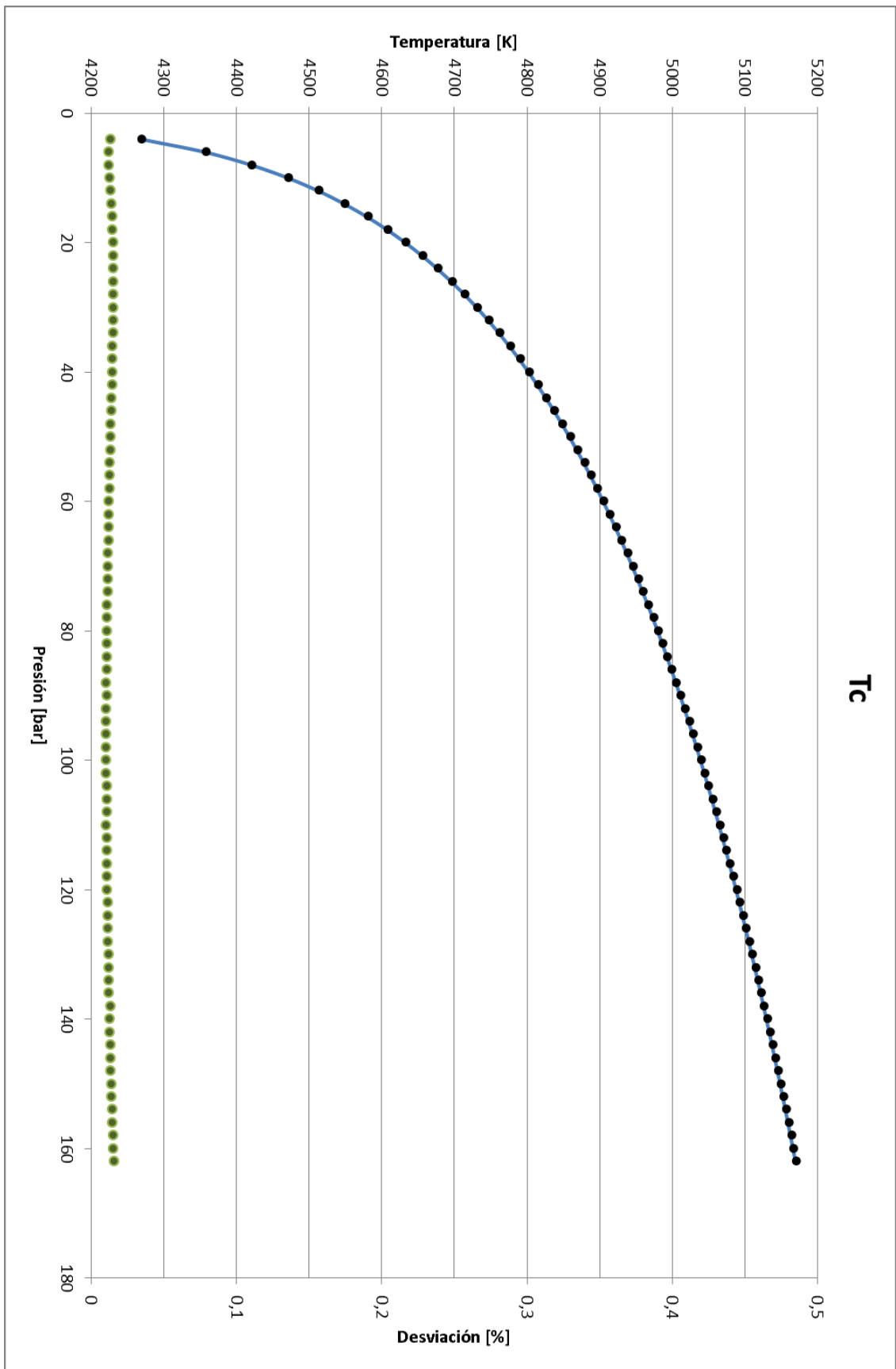


Gráfico A4.22 - Resultados LH2-LF2. Tanques iguales. Temperatura de cámara

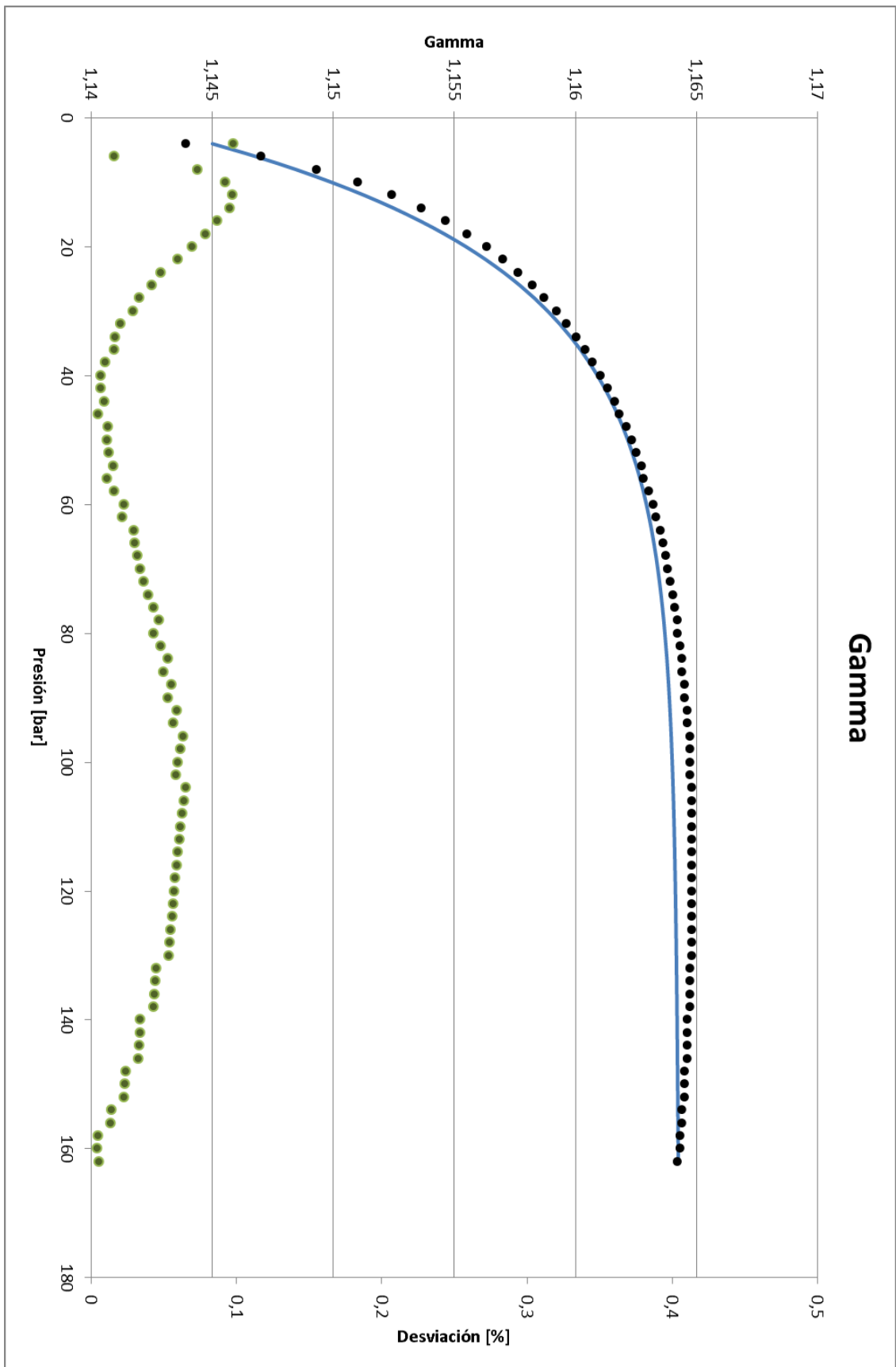


Gráfico A4.23 - Resultados LH2-LF2. Tanques iguales. Relación de calores específicos

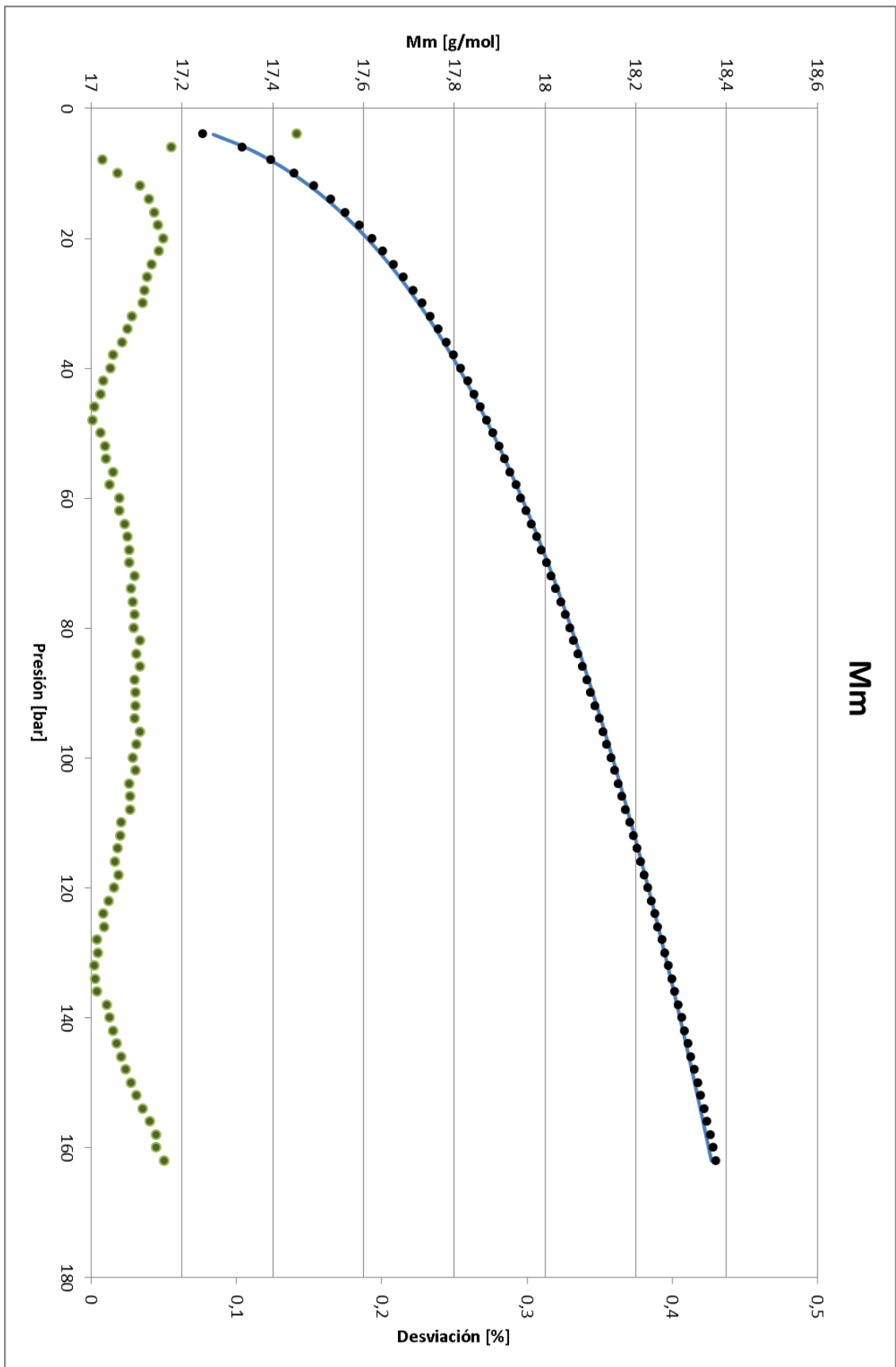


Gráfico A4.24 - Resultados LH2-LF2. Tanques iguales. Masa molar media

- Propulsante sólido

A pesar de la simplicidad propia de estos motores, el proceso de combustión es tremendamente complejo debido a la enorme cantidad de productos químicos involucrados en él. Al igual que para el caso líquido, se han seleccionado tres de los propulsores más utilizados en la industria obteniéndose los resultados del ajuste de puntos experimentales, con la presión expresada en **[bar]**, que se muestran a continuación:

	T_c	M_m	γ_m
HTPB 1814	$-1160 \cdot P^{-0.1011} + 4132$ ($R^2 = 1$)	$-5.281 \cdot P^{-0.06001} + 31.61$ ($R^2 = 1$)	$-0.1399 \cdot P^{-0.04025} + 1.253$ ($R^2 = 0.9998$)
PBAN 1614	$-1221 \cdot P^{-0.1049} + 4221$ ($R^2 = 0.9999$)	$-6.007 \cdot P^{-0.05976} + 33.06$ ($R^2 = 1$)	$-0.115 \cdot P^{-0.05144} + 1.228$ ($R^2 = 0.9997$)
TPH3340	$-2088 \cdot P^{-0.0655} + 5171$ ($R^2 = 1$)	$-20.61 \cdot P^{-0.01997} + 48.53$ ($R^2 = 1$)	$-0.06242 \cdot P^{-0.08285} + 1.17$ ($R^2 = 0.9996$)

Al igual que en el caso anterior, se consigue una muy buena bondad en todos los ajustes. De nuevo, se recogen a continuación las gráficas comparativas de los resultados para cada uno de los tres propulsores.

Los **puntos negros** son los valores experimentales, la **línea azul** corresponde a la expresión matemática correspondiente y los **puntos verdes** muestran la desviación (en porcentaje) entre cada uno de los valores experimentales y los calculados.

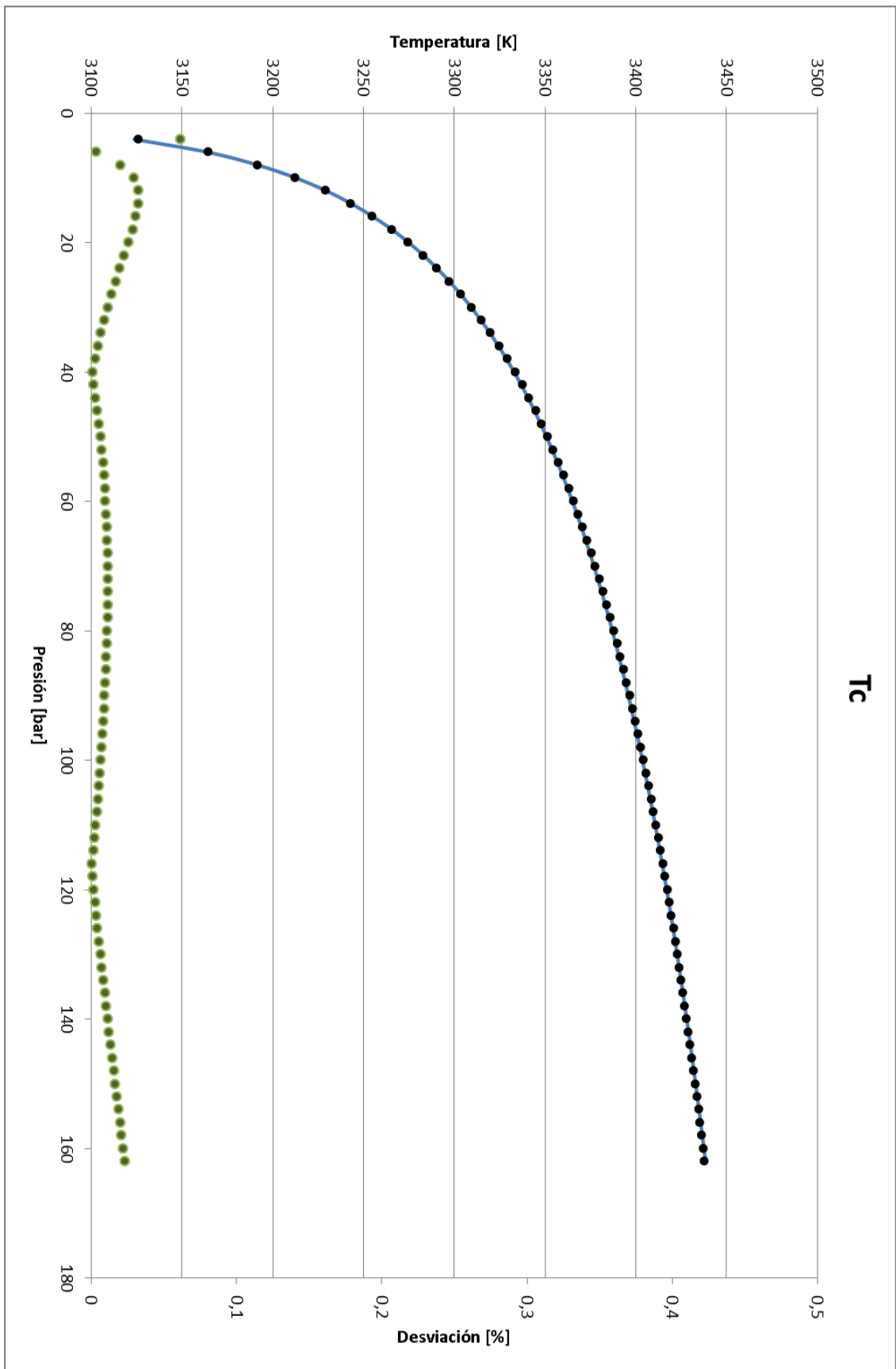


Gráfico A4.25 - Resultados HTPB 1814. Temperatura de cámara

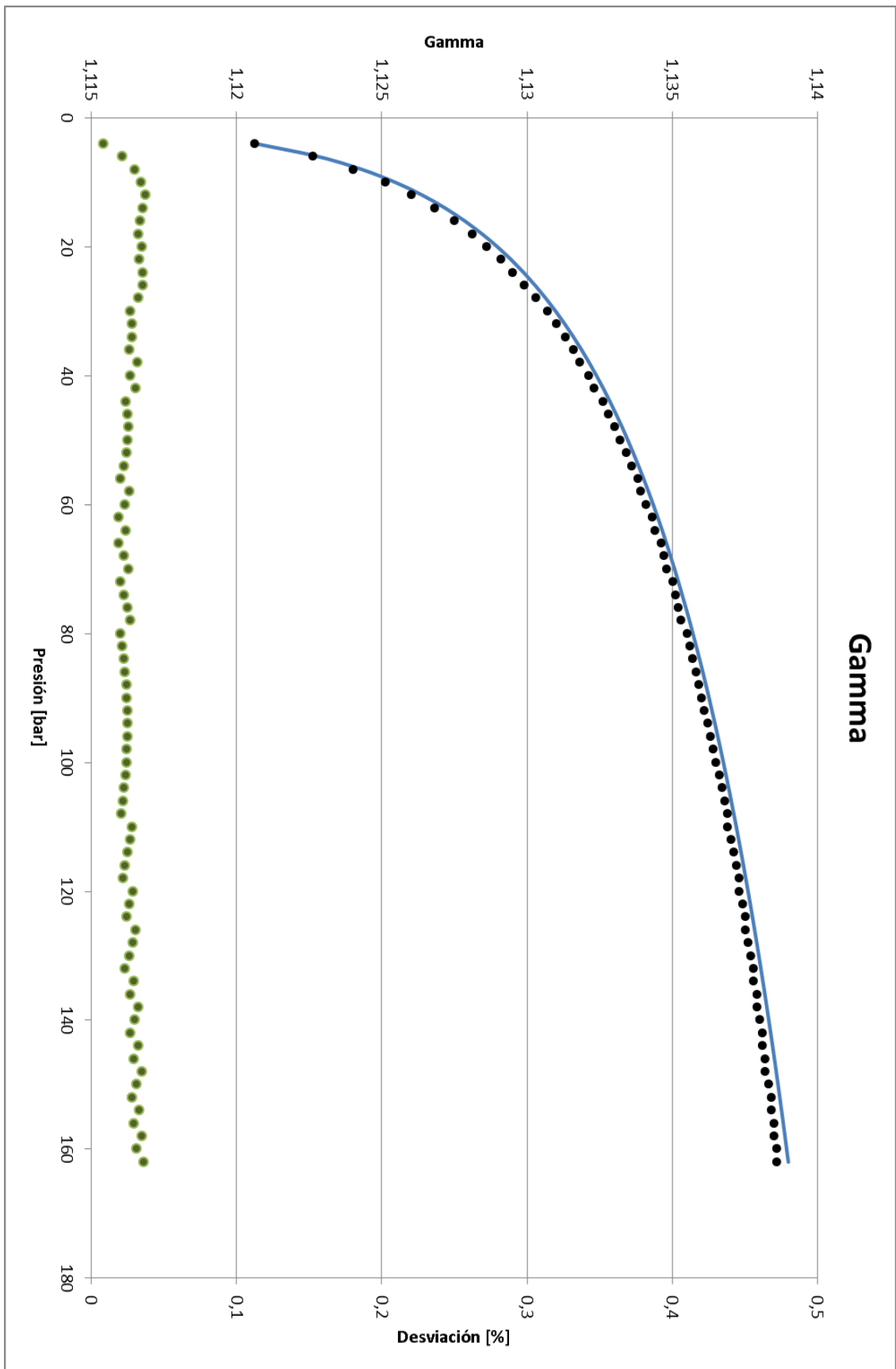


Gráfico A4.26 - Resultados HTPB 1814. Relación de calores específicos

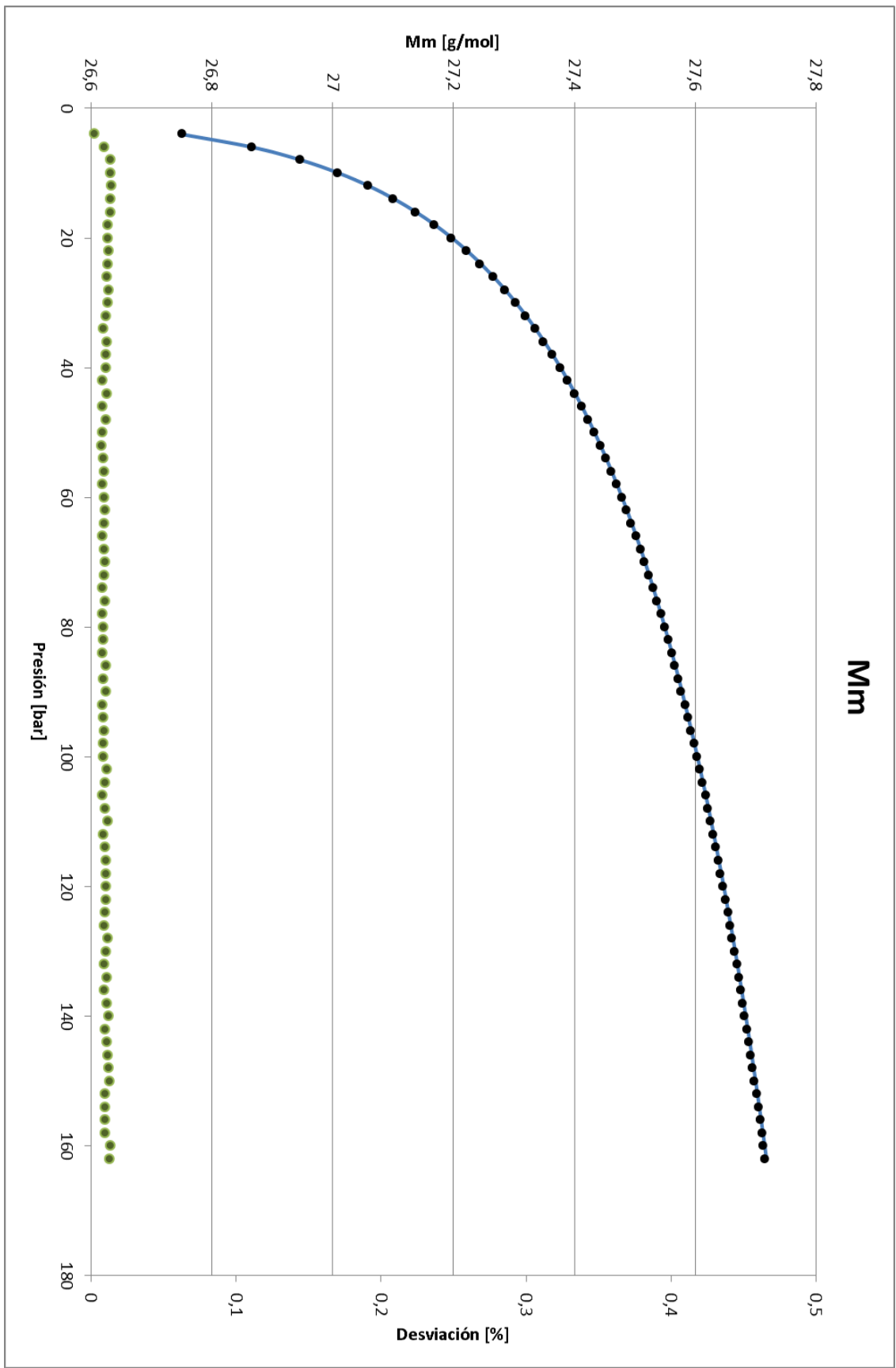


Gráfico A4.27 - Resultados HTPB 1814. Masa molar media

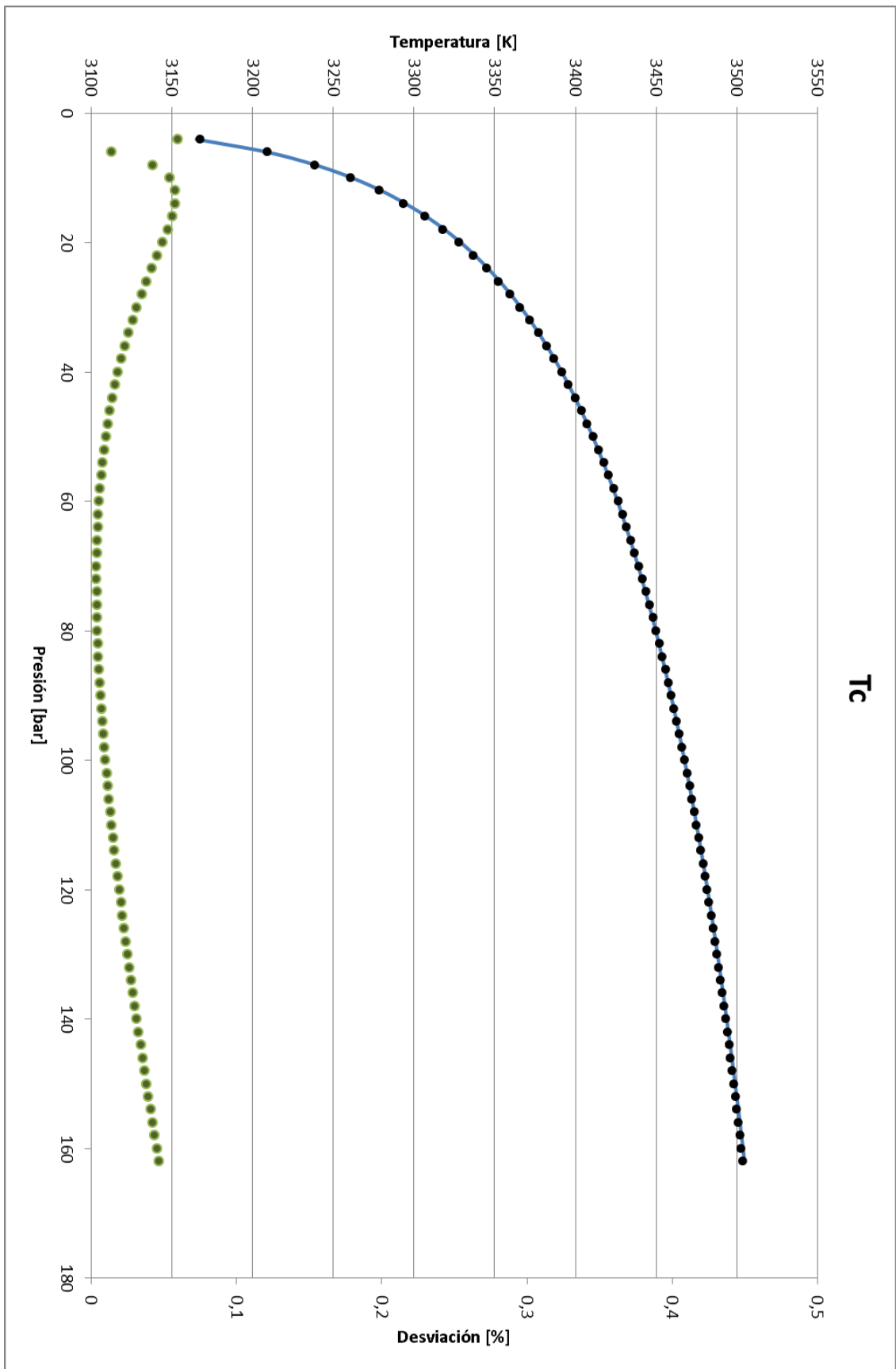


Gráfico A4.28 - Resultados PBAN 1614. Temperatura de cámara

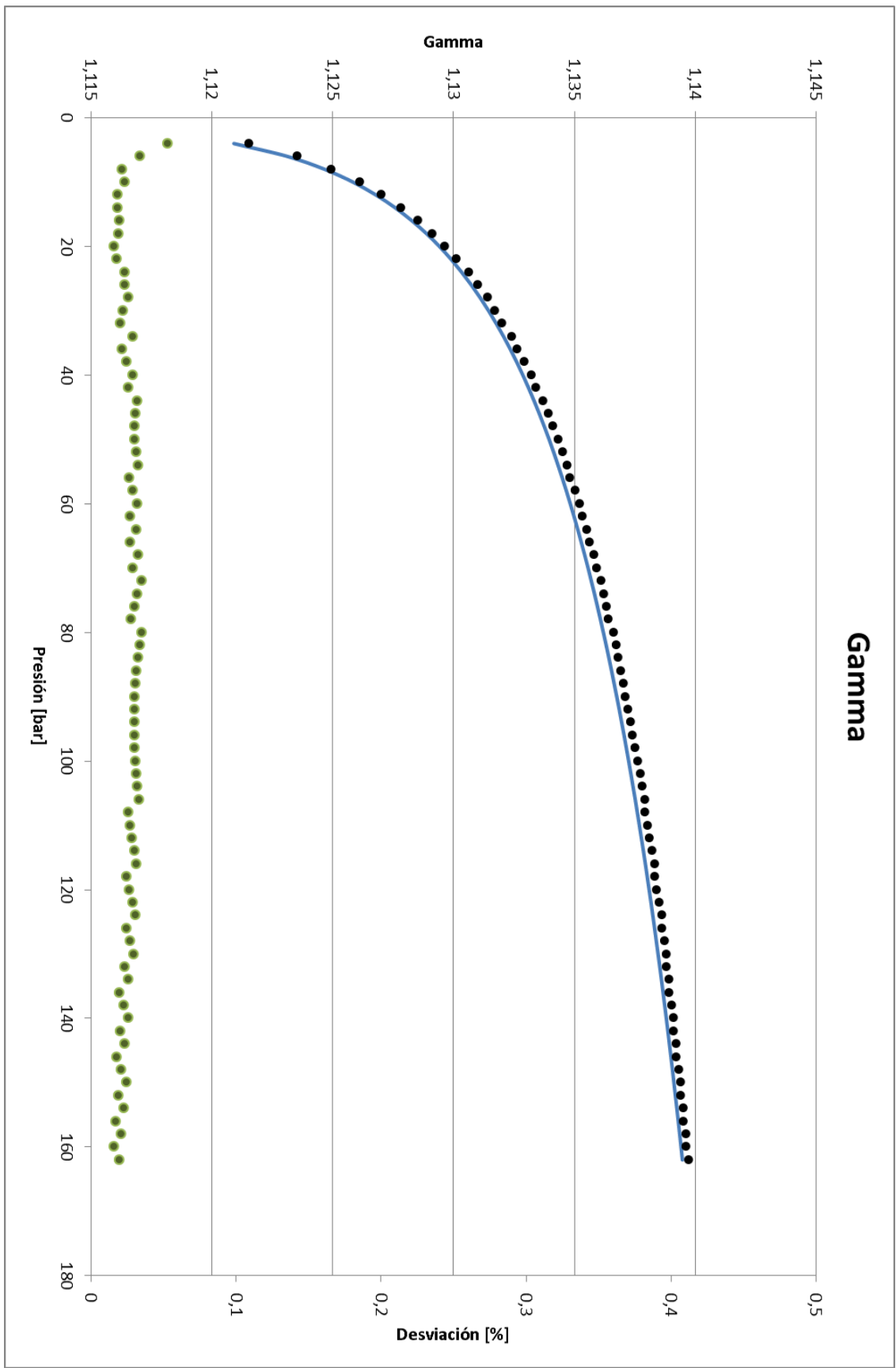


Gráfico A4.29 - Resultados PBAN 1614. Relación de calores específicos

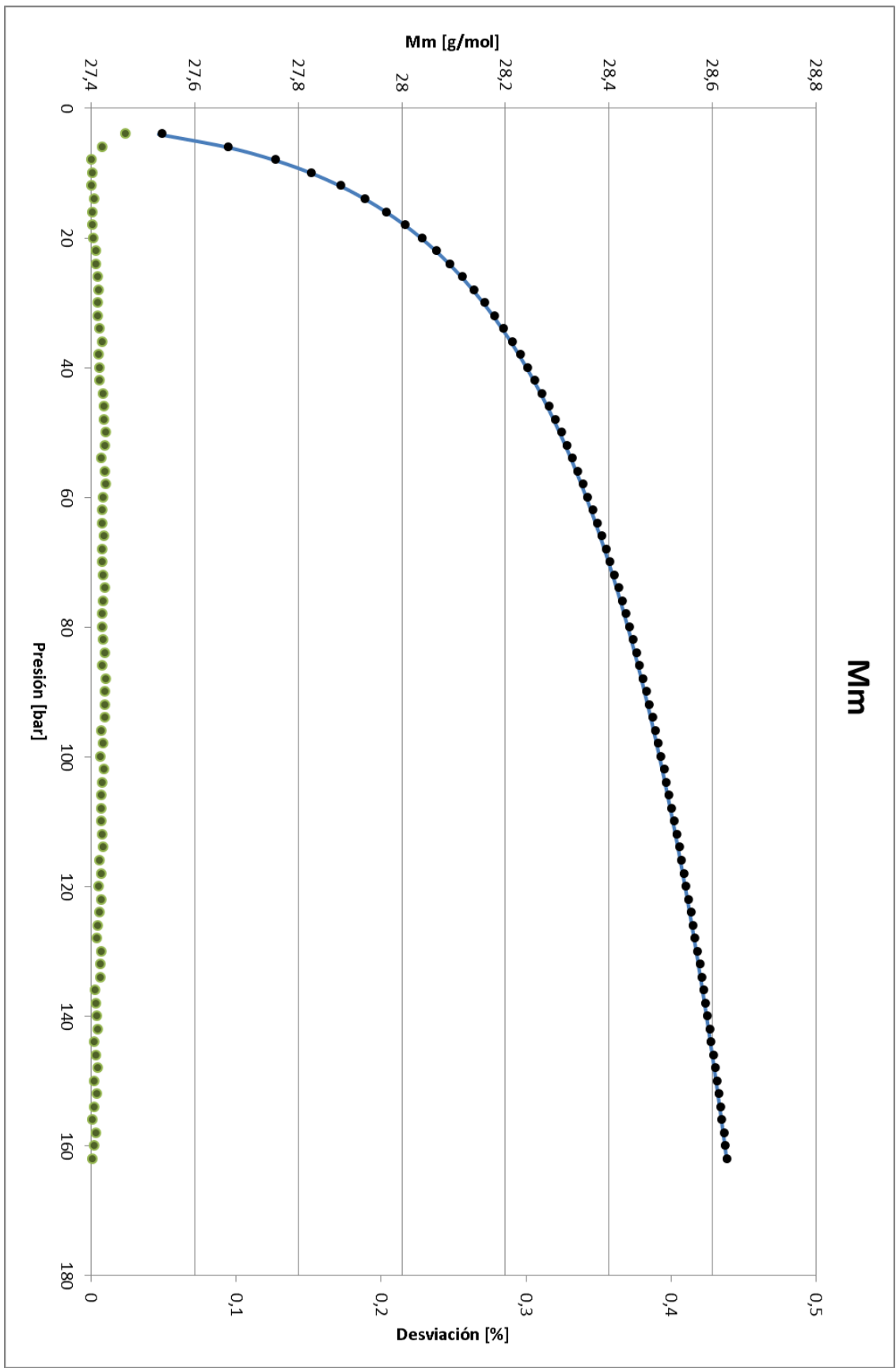


Gráfico A4.30 - Resultados PBAN 1614. Masa molar media

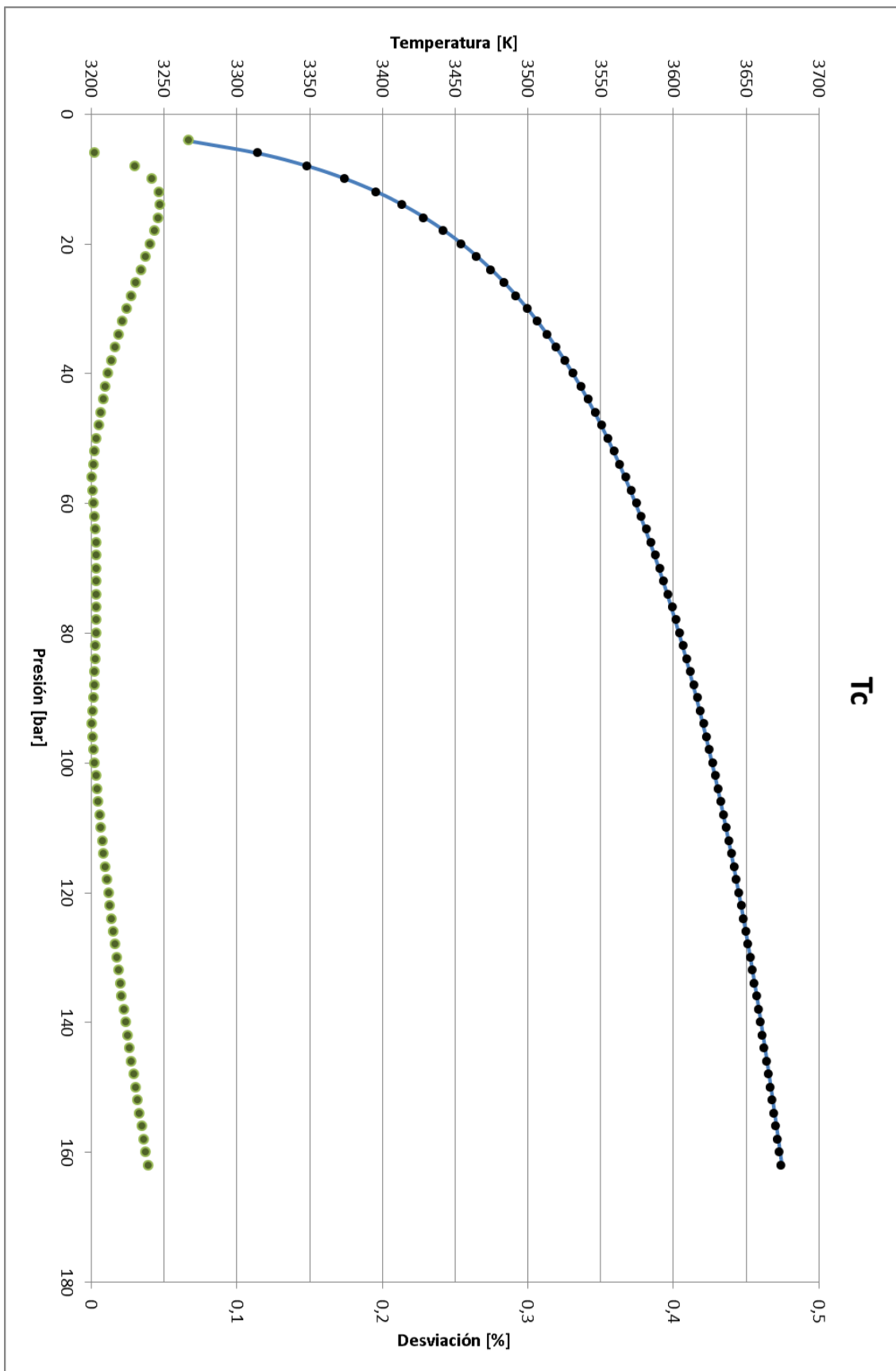


Gráfico A4.31 - Resultados TPH3340. Temperatura de cámara

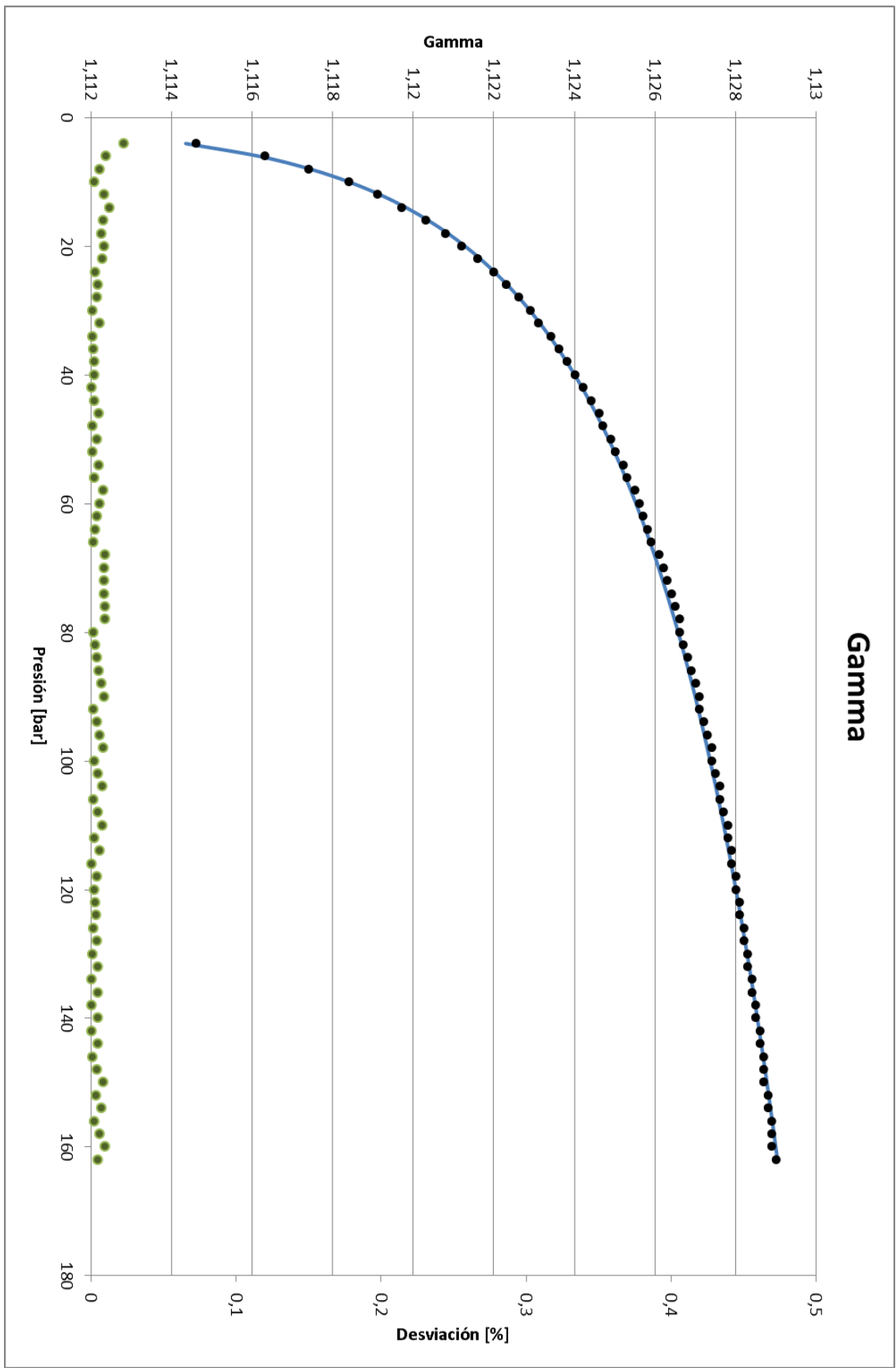


Gráfico A4.32 - Resultados TPH3340. Relación de calores específicos

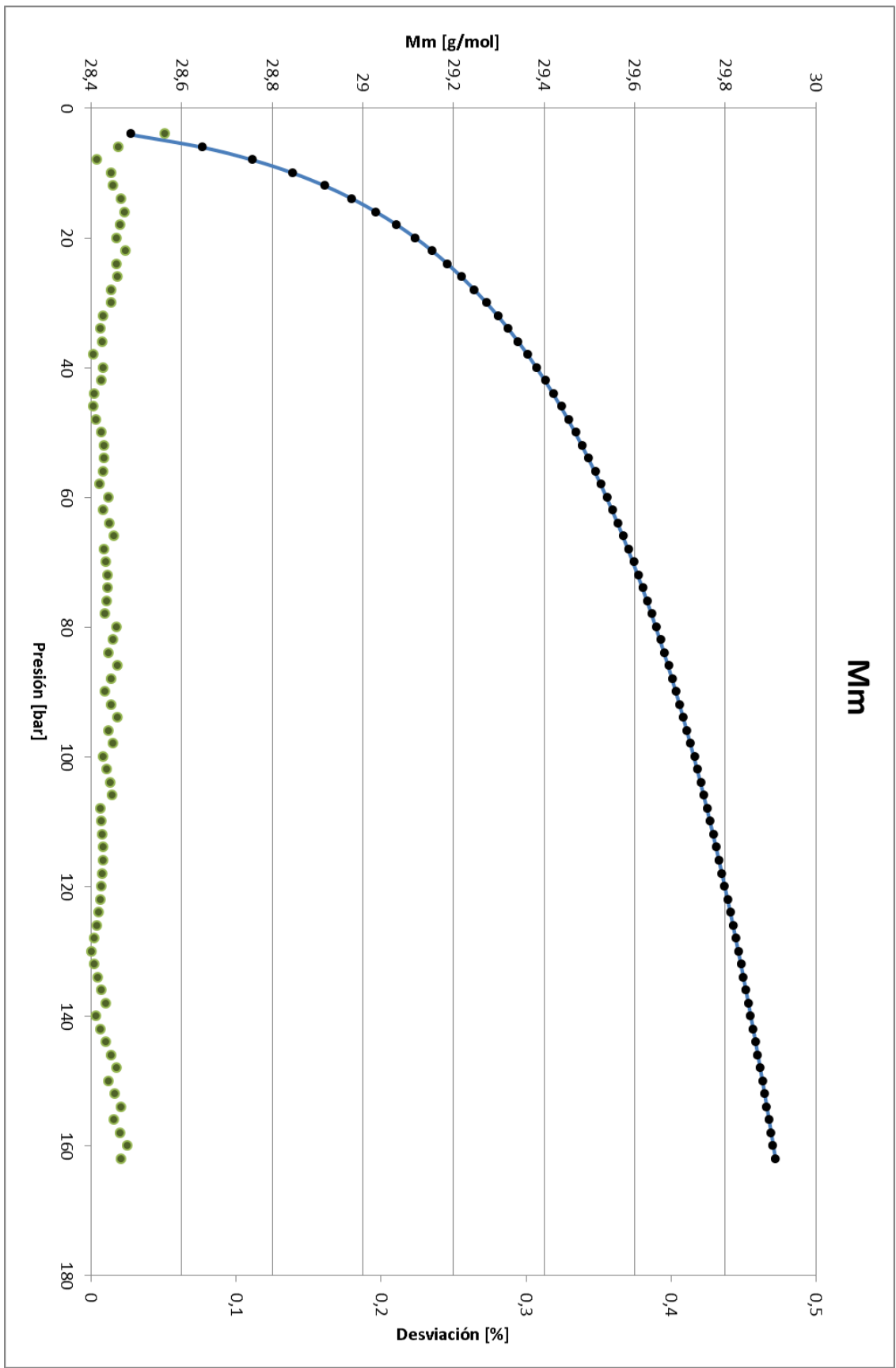


Gráfico A4.33 - Resultados TPH3340. Masa molar media